

UNIVERSIDAD COMPLUTENSE DE MADRID

FACULTAD DE CIENCIAS FÍSICAS

Departamento de Física de la Tierra, Astronomía y Astrofísica I



TESIS DOCTORAL

**Medida del campo geomagnético en órbita baja con sensores
magnéticos COTS: caracterización, calibración en vuelo y validación
de los sensores**

MEMORIA PARA OPTAR AL GRADO DE DOCTOR

PRESENTADA POR

Miguel Felipe Cerdán Cojedor

Directora
Marina Díaz Michelena

Madrid, 2016

Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial

Área de Tecnología de Cargas Útiles, Dpto. de Cargas Útiles y Ciencias del Espacio
Laboratorio de Magnetismo Espacial

Universidad Complutense de Madrid

Facultad de Ciencias Físicas
Departamento de Física de la Tierra, Astronomía y Astrofísica I



**Medida del campo geomagnético en órbita baja
con sensores magnéticos COTS:
Caracterización, calibración en vuelo y
validación de los sensores**

TESIS DOCTORAL

Directora:

Dra. Marina Díaz Michelena

Científico titular del INTA

Tutor:

Dr. Miguel Herraiz Sarachaga

Catedrático de Física de la Tierra de la UCM

Memoria presentada por

Miguel Felipe Cerdán Cojedor

para optar al grado de Doctor en Física

Madrid, Noviembre de 2015

TESIS DOCTORAL

**Medida del campo geomagnético en órbita baja con sensores
magnéticos COTS: Caracterización, calibración en vuelo y
validación de los sensores**

Autor: Miguel Felipe CERDÁN COJEDOR

Directora: Marina DÍAZ MICHELENA

Tutor: Miguel HERRAIZ SARACHAGA

Tribunal nombrado por el Excmo. Y Magfco. Sr. Rector de la Universidad Complutense de Madrid, el día de de 2015.

Presidente:

Secretario:

Vocal:

Vocal:

Vocal:

Realizado el acto de defensa y lectura de la Tesis Doctoral el día de
de 2015, en

Calificación:

EL PRESIDENTE

EL SECRETARIO

LOS VOCALES

«Si eres cobarde, vete. Otro vendrá y ocupará tu puesto.»

Anónimo

Resumen

- **OBJETIVOS**

En el marco de la exploración espacial y la observación de la Tierra desde plataformas espaciales españolas, este trabajo estudia los datos magnéticos de NANOSAT-1B desde su lanzamiento en julio de 2009 hasta diciembre de 2014.

En primer lugar se persigue desarrollar unas técnicas de laboratorio y una metodología de calibración magnética en tierra y en vuelo, de aplicabilidad para pequeños satélites de demostración tecnológica dotados de instrumentación magnética con componentes comerciales (COTS, *Commercial Off-The-Shelf*), que alcance una precisión adecuada para los requisitos específicos en cuanto al control de actitud, cumpliendo además algunos objetivos científicos como la detección de eventos solares.

Como segundo objetivo se hace un estudio de la degradación de los sensores COTS para verificar su adecuación en misiones de demostración.

- **MOTIVACIÓN**

Se parte de unas condiciones que motivan este trabajo:

1. No existe en España una instalación de referencia para la calibración de sensores magnéticos y la medida de propiedades magnéticas de plataformas embarcadas.

Las instalaciones magnéticas de referencia (como el NuMCTL, en Finlandia (Pajunpaa et al., 2007-b)) consiguen resultados como: rangos de 25 mT, resoluciones de 0.1 nT, desalineación inferior a 0.1 ° o rangos de temperatura entre -50 y 125 °C.

2. El uso de sensores comerciales para vuelo aporta ventajas como el bajo coste, la continuidad y actualización o la rápida disponibilidad (Woellert et al., 2011) pero conlleva el riesgo de fallo por causas como la radiación, el alto vacío o las temperaturas extremas, por lo que han de ser validados para espacio.
3. El posicionamiento de los sensores dentro del cuerpo del satélite, en lugar de desplegarlos, supone una importante simplificación para el proyecto. Una adecuada

calibración en vuelo, aún en condiciones no controladas de limpieza magnética, puede contrarrestar sus efectos negativos.

Las metodologías estándar de calibración en vuelo incluyen magnetómetros escalares de referencia, pértigas y sistemas de determinación de la actitud (Olsen et al., 2003); sin embargo, para el instrumento magnético de NANOSAT-1B no se cuenta con esta instrumentación de apoyo.

4. La cantidad de pequeños satélites en órbita es una herramienta de gran potencial para el estudio de fenómenos solares extremos con cobertura global y una importante base de datos para la posterior modelización de estos fenómenos.

Esta vigilancia se puede realizar desde una órbita baja terrestre (satélites TRACE o YOHKOH (Domingo, 2002)), aunque esta capacidad no está incluida habitualmente entre los requisitos de los sistemas de plataforma; sin embargo, en este estudio se plantea la explotación pionera de este potencial.

• METODOLOGÍA

Se desarrollan métodos para la calibración en tierra de sensores magnéticos comerciales que incluyen la adaptación de nuevas técnicas experimentales e instrumentación al Laboratorio de Magnetismo Espacial del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), tales como el cribado de los componentes COTS, elementos para la limpieza magnética, métodos de alineación con las bobinas, mejores fuentes de corriente, mesas rotatorias, mejores técnicas de desimación y, especialmente, *software* informático original para el control de la instrumentación.

También se elaboran e implementan con éxito técnicas para el tratamiento de datos tras el lanzamiento que incluyen métodos de arquitectura ETL (*extract – transform – load*) y de algoritmos iterativos para la calibración en órbita (método V_SCAN), así como el uso de modelos de campo magnético terrestre (*World Magnetic Model*, (McLean et al., 2004; Maus et al., 2009)) y algoritmos de calibración en órbita basados únicamente en datos de los magnetómetros (método TWOSTEP (Alonso & Shuster, 2002-a,b,c)).

Con cinco años de datos corregidos, se hace un estudio de la degradación de los COTS basado en el análisis de la calibración en órbita y en unos criterios de aceptación definidos *ad hoc*, dirigidos a verificar la garantía de funcionamiento de los componentes en las condiciones de la órbita baja terrestre para tiempos de vida útil de cinco años, al menos.

Se analizan las medidas magnéticas durante los efectos de una eyección de masa coronal para tratar de verificar que la detección ha tenido lugar, respaldando los resultados con lo registrado por los observatorios magnéticos de la red Intermagnet (www.intermagnet.org).

• RESULTADOS

Se realiza la calibración del instrumento magnético vectorial de NANOSAT-1B (ganancias, *offset*, ángulos de no ortogonalidad y de Euler). Las nuevas técnicas han permitido apantallamientos por debajo de 1/10000, precisiones de 7 nT en campo magnético aplicado y error en la alineación de 1 - 2 °. La calibración en tierra demuestra una capacidad de medida del instrumento en un rango de ± 60000 nT (el rango esperable en la órbita baja terrestre) con una resolución de 10 nT, un valor de no ortogonalidad por debajo de los 2.30 ° y un control de la temperatura de ± 0.5 °C en un rango de -5 a 38 °C.

La calibración en órbita arroja un margen de error con una precisión de hasta 25 nT, en acuerdo con los resultados obtenidos por otros demostradores similares (satélite PRISM, Inamori et al., 2010), con una dispersión típica de en torno a los ± 500 nT y un error en el factor de escala del orden del 1 %. Sin embargo, se demuestra que no es posible alcanzar una determinación absoluta de la orientación del satélite utilizando únicamente medidas del instrumento magnético.

La degradación de los sensores magnéticos COTS utilizados se encuentra entre los 30 y 100 nT/año, con una evolución del error en el factor de escala de 0.69 %/año.

Se ha podido discriminar una señal de entre 87 y 110 ± 15 nT correspondiente a la eyección de masa coronal del 10 de marzo de 2011, en concordancia con las lecturas de los observatorios de la red Intermagnet.

- **CONCLUSIONES**

Quedan alcanzados los objetivos iniciales:

1. Se consigue desarrollar y mejorar una metodología para la calibración en tierra y en órbita de sensores magnéticos vectoriales consiguiendo las prestaciones necesarias para un instrumento magnético de control de actitud y el cumplimiento de objetivos científicos moderados.
2. Se validan los sensores magnéticos COTS para misiones de 5 años de duración con un sistema de calibración en órbita periódico (semanal o inferior, para una funcionalidad óptima).

Abstract

- **OBJECTIVES**

In the frame of space exploration and Earth observation from Spanish space platforms, this work studies the magnetic data from NANOSAT-1B since its launch in July 2009 until December 2014.

Firstly, it seeks to develop a laboratory technique and methodology for on-ground and in-flight magnetic calibration, applicable to small satellite technology demonstration equipped with magnetic instrumentation with commercial components (COTS, Commercial Off-The-Shelf); it must reach an accuracy appropriate enough to meet the specific requirements as to the attitude control, and also meet some scientific goals as the detection of solar events.

The second objective is the study of the degradation of COTS sensors to verify their adequacy for demonstration missions.

- **MOTIVATION**

The initial conditions that motivate this work are:

1. There is no reference installation in Spain for calibration of magnetic sensors and the measurement of magnetic properties of space platforms.

Magnetic reference installations (like the NuMCTL laboratory, Finland (Pajunpaa et al, 2007-b)) obtain fine results as: ranges of 25 mT, resolutions of 0.1 nT, misalignment errors lower than 0.1 ° or controlled temperature ranges from -50 to 125 ° C .

2. The use of commercial sensors offers advantages such as low cost, continuity and rapid updating or availability (Woellert et al., 2011), but entails the risk of failure due to causes such as radiation, high vacuum or extreme temperatures, so they must be validated for space beforehand.
3. The positioning of the sensors inside the satellite body, instead of deploying them, is a major simplification for the project. A proper in-flight calibration, even under uncontrolled conditions of magnetic cleanliness, may counteract its negative effects.

The in-flight calibration standard methodologies habitually include reference scalar magnetometers, the deployment of booms and the use of systems for attitude determination (Olsen et al., 2003); however, NANOSAT-1B has no supporting instrumentation of this kind.

4. The big amount of small satellites into orbit is a tool with a great potential for the study of extreme solar events, because of the global coverage, and an important database source for subsequent modeling of these phenomena.

This monitoring can be done from a low Earth orbit (i.e., TRACE or YOHKOH satellites (Domingo, 2002)), although this capacity is not usually included among the requirements of the platform systems; however, the pioneer exploitation of this potential is considered in this study.

• METHODOLOGY

On-ground calibration methods for commercial magnetic sensors are developed, including the adaptation and implementation of new experimental techniques and instrumentation to the Space Magnetism Laboratory of the National Institute for Aerospace Technology (INTA), such as the up-screening of COTS components, elements for magnetic cleanliness, methods of alignment with coils, better power sources, rotary tables, better demagnetization techniques and, especially, original software for instrumentation control.

Also, several data analysis techniques have been successfully developed and implemented after the launch, including methods of ETL architecture (extract - transform - load), iterative algorithms for in-orbit calibration (V_SCAN method), the use of Earth's magnetic field models (World Magnetic Model (McLean et al., 2004; Maus et al., 2009)) and in-orbit calibration algorithms based solely on data from the magnetometers (TWOSTEP method (Alonso & Shuster, 2002-a, b, c)).

With five years of corrected data, it has been conducted a study of the degradation of COTS based on the analysis of the in-orbit calibration parameters and some *ad hoc* specific acceptance criteria, aimed at verifying the guarantee of operation of the components in the conditions of a low Earth orbit, during lifetimes of five years , at least.

Magnetic measurements are analyzed during the effects of a coronal mass ejection to try to verify that its detection has taken place, supporting the results with those recorded by the magnetic observatories network INTERMAGNET (www.intermagnet.org).

• RESULTS

The on-ground magnetic calibration of the vector magnetic instrument in NANOSAT-1B has been performed (gain, offset, non-orthogonalities and Euler angles). The new techniques have allowed a shielding below 1 nT, a resolution of 7 nT in the applied magnetic field and a misalignment error between 1 and 2 °. The on-ground calibration shows a measurement

capability of the instrument within a range of ± 60000 nT (the expected range in a low Earth orbit) with a resolution of 10 nT, non-orthogonalities below 2.30° and a temperature control of $\pm 0.5^\circ\text{C}$ in a range from -5 to 38°C .

The in-orbit calibration yields a bias error with an accuracy of up to 25 nT, in accordance with the results of other similar demonstrators (PRISM satellite, Inamori et al., 2010), with a typical dispersion around ± 500 nT and an error in the scale factor of the order of 1 %. However, it is shown that it is not possible to achieve an absolute determination of the orientation of the satellite using only magnetic measurements from the instrument on board NANOSAT-1B.

The degradation of the COTS magnetic sensors is between 30 and 100 nT/year, with an error variation in the scale factor of 0.69 %/year.

A signal between 87 and 110 ± 15 nT has been distinguished, corresponding to the coronal mass ejection of 10th of March, 2011, in accordance with the recordings of the magnetic observatories network INTERMAGNET.

- **CONCLUSIONS**

The initial objectives are achieved:

1. A methodology for on-ground and in-orbit calibration of vector magnetic sensors has been developed and evolved, reaching the necessary features for an attitude determination and control magnetic instrument and the compliance of moderate scientific objectives.
2. The COTS magnetic sensors are validated for space missions below five years, with a periodic in-orbit calibration system (weekly or less, for optimum functionality).

Agradecimientos

Todo aquel que ha pasado por etapas difíciles entenderá la dificultad de expresar sobre el papel el genuino agradecimiento que se siente hacia las personas que significaron un apoyo. No se trata por tanto de un pago por su generosidad, sino de un sincero homenaje para dejar constancia, siquiera en unas palabras, de que no pasaron desapercibidas en mi vida. Según escribo estas líneas sigo siendo plenamente consciente de las veces que sin ellas nunca habría podido concluir este trabajo.

Mi comienzo en la carrera investigadora parte con un pequeño empujón, pero seguido de un constante apoyo, por parte del Dr. Lucas Pérez: gracias por animarme a emprender este camino y gracias por estar disponible siempre que te he necesitado.

No podría entender mi vocación científica y mi vida sin mi estancia en el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, al que quiero agradecer profundamente la oportunidad que me ha brindado de desarrollarme haciendo uso de sus instalaciones, aprendiendo de sus expertos y disfrutando de su soporte económico. La beca de Formación de Personal Investigador Rafael Calvo Rodés y las consecutivas formas de contratación que se me han podido ofrecer en tiempos de dura crisis son muestra de ello. Detrás de todo esto no me es ajeno que se han encontrado la Dra. Dolores Sabau, del Departamento de Cargas Útiles y Ciencias del Espacio, y el Dr. Héctor Guerrero, del Laboratorio de Optoelectrónica, a quienes agradezco sus esfuerzos por mantenerme en el equipo.

Una vez aterrizados en el Laboratorio de Magnetismo Espacial, toda mi gratitud va para la Dra. Marina Díaz Michelena, mi directora: ella es la principal responsable de hacer de ese primer empujón y de ese apoyo institucional un hecho palpable, que es mi crecimiento personal y sus frutos en forma de tesis. Gracias por tu exigencia, porque los buenos marineros no se curten en aguas tranquilas, y gracias por tus palabras de ánimo en los momentos exactos. No solo he aprendido ciencia contigo, sino también valentía, determinación y perseverancia.

El resto de “magnéticos” son un grupo de locos admirables a los que nunca podré devolver todo lo bueno que me han dado: el Dr. Rafael Pérez, la Dra. Irene Lucas, el Dr. Víctor de Manuel, el Dr. Ruy Sanz, Ana B. Fernández, José Luis Mesa y un sinfín de estudiantes en prácticas que han pasado por el equipo. Gracias a ellos he aprendido a trabajar en el

laboratorio y en el taller, a analizar datos con ojo científico, a aplicar los conocimientos académicos y, en definitiva, a convertirme personal y profesionalmente en lo que soy hoy.

La lista queda completa con los demás compañeros del Laboratorio de Optoelectrónica, a quienes les agradezco todos los buenos ratos y la ayuda prestada en innumerables formas: los electrónicos, José Ángel “Charlie”, Joaquín, César, Víctor, Ismael, Boris, Javi e Ignacio; los optoelectrónicos, Juanjo, Miguel “Neng”, Javi e Israel; los de radiación, Maite y Carlos; nuestra vigilante tecnológica favorita, Susana; y las secretarias con más paciencia, Raquel, Chelo y Pilar.

Tras los años dedicados a este estudio son muchos los equipos técnicos con los que he colaborado en el desarrollo de los proyectos (MOURA y OPTOS, aparte de NANOSAT-1B) y a los que doy las gracias: Javier, Jorge, Óscar, César, Amaia, Elisa y muchos otros integrantes que tal vez yo ni conozca; y también son muchos los expertos nacionales e internacionales (sólo por nombrar a algunos: la Dra. Marisa Osete, el Dr. Claudio Aroca, el Dr. Rolf Kilian...) que han ayudado a perfeccionar mi trabajo mediante debates en conferencias, comentarios a artículos y posters, o vía correspondencia, y a quienes de igual manera quiero agradecer esa tarea.

La otra mitad del corazón está en mi participación en la Facultad de Ciencias Físicas de la Universidad Complutense de Madrid. Agradezco en un inicio al Departamento de Física de Materiales, donde se aceptó mi propuesta de tesis por primera vez; pero principalmente al Departamento de Física de la Tierra, Astronomía y Astrofísica I, donde este estudio acabó siendo acogido por su propia evolución. Fue un viaje de ida y vuelta: si bien tras acabar la carrera fui muy bien recibido en el INTA, no lo fui peor en la facultad. Gracias.

Gracias en primer lugar al Dr. Miguel Herraiz Sarachaga, mi tutor, por su apoyo desde los primeros bocetos de este estudio hasta aportando útiles guías al final: tu cordialidad y tu larga experiencia me han sido de gran ayuda para poder culminar correctamente.

Gracias muy especialmente al Dr. Luís Vázquez Martínez por la confianza que ha depositado en mí durante mi colaboración dentro del proyecto MetNet MEIGA y en mi trabajo y mis clases en la UCM: un gran ejemplo de trayectoria profesional y buen talante personal.

También quisiera agradecer particularmente a María Ramírez su ayuda y su buena disposición cada una de las veces que fui pidiendo auxilio, que no fueron pocas, y siempre me respondió con una sonrisa: la burocracia universitaria puede ser un monstruo para los “extraños”, pero tú me la hiciste asequible.

No puedo olvidarme de otro buen montón de gente “complutense” que, de una u otra forma, me han llevado adelante: las otras chicas del despacho, Bea, Izarra y Marta, siempre atareadas y vivas; la dirección del departamento, los Dres. Carlos Yagüe y Ana Negredo, que han sido muy amables y pacientes conmigo en las fases finales; los secretarios técnicos, Lucía en el departamento y Pedro en la facultad; y las palabras de ánimo y el cariño espontáneo de las Dras. Fátima Martín y M^a Luisa Lucía, que llegaron en los momentos oportunos.

Para terminar, esta carrera de fondo que es la tesis solo he podido mantenerla gracias a mi familia y amigos. Gracias a Paco y Asun, que a pesar de todo supieron mantener el orden y la serenidad, cual hormiguitas, silenciosos pero constantes. Gracias a Verónica que a su manera

se sacrifica y se esfuerza por mí tal vez más de lo que se atreve a mostrar. Y gracias a todos mis tíos y primos que siempre me han dado ánimos y me han mostrado su confianza.

Gracias a Pedro, Pablo, Alberto y Dani, por mantener vivo el ingenio y disfrutar haciéndolo; gracias a Alfonso, Jorge y Nacho, porque el gueto madrileño siempre tuvo tiempo para las escapadas alcarreñas; gracias a Rubén, Javi y Óscar, por completar al equipo con vuestras genialidades; gracias a Ángel, porque yo te admiro mucho más que tú a mí; gracias a Carlos, porque aunque has llegado el último, te has colocado muy arriba, doctrón; y gracias a Curro, porque no tengo mejor ejemplo de lealtad, abnegación y pureza.

Y muchas gracias, Marta, porque llegaste por casualidad y sólo tú sabes la cantidad de baches de los que me has tenido que sacar; y sólo gracias a ti he creído y he disfrutado de este trabajo, sin lo cual nunca habría podido terminar. Gracias por la paciencia, que no se rompió ni una vez, y razones no te faltaron, y por confiar en mí hasta el final.

He puesto lo mejor de mí en este trabajo, quiera Dios que todos vosotros que me habéis ayudado lo encontréis satisfactorio. A todos, gracias.

Miguel F. Cerdán

ÍNDICE

Resumen	VII
Abstract	XI
Agradecimientos	XV
ÍNDICE	XIX
Lista de figuras	XXIII
Lista de tablas	XXXVII
Lista de acrónimos	XLI

CAPÍTULO 1. Introducción general.....	1
Sección 1.1. Objetivos generales.....	5
Sección 1.2. Motivación del uso de COTS	7
1.2.1. Ventajas del uso de COTS.....	7
1.2.2. Aproximación diferente: Motivación	8
Sección 1.3. Estado del arte	11
1.3.1. Misiones espaciales de interés magnético.....	12
A) Misiones científicas.....	12
B) Misiones de demostración tecnológica	19
1.3.2. Sensores magnéticos para espacio	21
A) Clasificación de sensores magnéticos.....	21
B) Sensores magnéticos escalares	22
C) Sensores magnéticos vectoriales.....	26

1.3.3. Interés humano en la órbita baja terrestre.....	36
A) Inconvenientes en órbita baja terrestre.....	37
Sección 1.4. Marco de trabajo.	39
1.4.1. Misiones espaciales en INTA.....	39
A) INTASAT (1974-1976).....	40
B) MINISAT-01 (1997-2002)	40
C) NANOSAT-01 (2004-)	41
D) OPTOS (2013-)	43
1.4.2. NANOSAT-1B (2009-).....	45
A) Instrumento magnético: SM_ACS.....	49
CAPÍTULO 2. Tecnología de calibración en tierra.....	55
Sección 2.1. Introducción.....	55
Sección 2.2. Estado del arte	57
Sección 2.3. Metodología.....	61
2.3.1. Sensores magnéticos AMR COTS	63
A) Pruebas de calificación	63
B) Análisis funcional preliminar.....	66
2.3.2. Instrumento magnético: SM_ACS.....	67
A) Análisis funcional a nivel COTS	68
B) Calibración magnética a nivel de instrumento	73
C) Caracterización del ruido	79
2.3.3. Plataforma del satélite NANOSAT-1B	80
A) Calibración magnética en plataforma	80
2.3.4. Otras consideraciones: Caracterización magnética de la plataforma.....	82
A) Medida del momento magnético	83
B) Dipolos magnéticos generados por sistemas de NANOSAT-1B.....	85
Sección 2.4. Resultados.....	91
2.4.1. Pruebas de calificación.....	91
2.4.2. Análisis funcional preliminar	91
2.4.3. Análisis funcional del circuito electrónico.....	92
2.4.4. Calibración magnética.....	93
2.4.5. Caracterización del ruido	94
2.4.6. Caracterización magnética de la plataforma	95

2.4.7. Dipolos magnéticos generados por sistemas de NANOSAT-1B	96
A) Magnetopares.....	96
B) Paneles solares	97
C) Baterías	98
2.4.8. Pruebas funcionales: simulación de campo magnético	99
Sección 2.5. Discusión	101
2.5.1. Criterios de cumplimiento.....	101
2.5.2. Evolución de las técnicas.....	103
A) Infraestructuras e instrumentación.....	110
B) Calibraciones magnéticas de NANOSAT-01, OPTOS y MOURA	113
CAPÍTULO 3. Tratamiento de datos magnéticos en órbita	117
Sección 3.1. Introducción.....	117
Sección 3.2. Estado del arte	119
3.2.1. Técnicas habituales de calibración en vuelo	120
A) Métodos de cálculo de la actitud	123
Sección 3.3. Metodología.....	125
3.3.1. Adquisición de datos.....	125
A) Estudio de las trayectorias en NANOSAT-1B	125
B) Selección de medidas y construcción de telecomandos	133
C) Telemedidas. Archivos de datos	139
3.3.2. Calibración en vuelo.....	146
A) Técnicas de apoyo a la calibración en vuelo.....	150
B) Calibración en vuelo del SM_ACS de NANOSAT-1B.....	167
Sección 3.4. Resultados.....	185
3.4.1. Parámetros de la calibración en vuelo.....	185
A) Intensidad del campo magnético	185
B) Degradación.....	188
C) Orientación (actitud).....	189
3.4.2. Detección de eventos solares: Evento del 10 de marzo de 2011	189
Sección 3.5. Discusión	195
3.5.1. Calibración en órbita del instrumento magnético SM_ACS de NANOSAT-1B .	196
A) Intensidad del campo magnético	196
B) Orientación (actitud).....	197

3.5.2. Cálculo de la degradación de los sensores magnéticos COTS.....	200
3.5.3. Detección de eventos solares: Evento del 10 de marzo de 2011	204
CAPÍTULO 4. Discusión de resultados	209
Sección 4.1. Discusión: Tecnología de calibración en tierra	209
Sección 4.2. Discusión: Tratamiento de datos magnéticos en órbita	211
CAPÍTULO 5. Conclusiones.....	215
Sección 5.1. Conclusiones	215
5.1.1. Tecnología de calibración en tierra.....	215
5.1.2. Tratamiento de datos magnéticos en órbita	217
Sección 5.2. Propuestas de trabajo futuro.....	219
APÉNDICE A. Tabla de datos de calibración en vuelo	227
APÉNDICE B. Programas informáticos.....	233
APÉNDICE C. Órbita baja terrestre.....	237
AP-C.1. Nociones de astrodinámica	238
AP-C.2. Definición de una órbita baja terrestre	248
AP-C.3. Parámetros orbitales	256
AP-C.4. Monitorización de los parámetros orbitales	267
APÉNDICE D. Modelos de campo geomagnético	277
AP-D.1. Modelo de campo magnético terrestre: <i>World Magnetic Model</i> (WMM).....	277
AP-D.2. Otros modelos de campo magnético terrestre.....	288
Referencias	291
Publicaciones	313

Lista de figuras

- FIGURA 1.1 – Prototipo del boom de despliegue de dos magnetómetros fluxgate (en verde) en el instrumento SOSMAG (Service Oriented Spacecraft Magnetometer, ESA)
(Imagen: http://www.esep.pro/sites/esep/IMG/pdf/esep3_ssa_swe_instrument_required_2014may27_ah2_2.pdf, febrero 2015) 9
- FIGURA 1.2 – a) EXPLORER-1 (NASA, JPL, Jet Propulsion Laboratory). b) MAGSAT (NASA, Smithsonian National Air and Space Museum). c) ASTRID-2 (IRF, Inst. De Física Espacial de Suecia). d) SOHO (ESA, NASA). e) ØRSTED (DTU, Univ. Téc. de Dinamarca). f) CHAMP (GFZ, Centro de Investigación de Geociencias, Alemania). g) CLUSTER-II (ESA). h) SWARM (ESA). (Imágenes: NASA: <http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery>; ESA: <http://www.esa.int/spaceinimages/Images>; IRF: <http://www.irf.se/>; DTU: <http://www.space.dtu.dk/english/Research/Projects/Oersted>; GFZ: <http://op.gfz-potsdam.de/champ/>; consultadas en marzo, 2015)..... 19
- FIGURA 1.3 – a) ST5 (NASA, <http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery>). b) TECHDEMOSAT-1 (SSTL, Surrey, Reino Unido, <http://www.sstl.co.uk/Missions/TechDemoSat-1-Launched-2014>). c) PROBA-1, - 2, - V (ESA, <http://www.esa.int/spaceinimages/Images>). d) CUBEBUG (Satellogic S.A., Argentina, <http://www.satellogic.com/#!technology/c1w2a>)..... 21
- FIGURA 1.4 – Mínimo campo detectable y rango dinámico de varios tipos de sensores magnéticos..... 22
- FIGURA 1.5 – Magnetómetro NMR: a) esquema simple (<http://proton-magnetometer.blogspot.com.es/>, marzo 2015); b) modelo GSM19T (<http://www.gemsys.ca/>, marzo 2015) 23
- FIGURA 1.6 – Seach coil: a) con núcleo permeable; b) en aire; c) SCM triaxial del satélite THEMIS (Roux et al., 2008)..... 27
- FIGURA 1.7 – Fluxgate: a) Principio básico; b) Biaxial (Autonnic Research Limited, Inglaterra: <http://www.hellotrade.com/autonnic-research/two-axis-magnetometer.html>, febrero 2015); c) Triaxial, Compact Spherical Coil (CSC)

<i>embarcado en los satélites ØRSTED y CHAMP (http://op.gfz-potsdam.de/champ/, febrero 2015).</i>	28
<i>FIGURA 1.8 – FGM tipo ortogonal: a) diseño Alldredge con núcleo de hilo; b) diseño Alldredge con núcleo de tubo; c) diseño Schonstedt con núcleo helicoidal. (Ripka, 2001).</i>	28
<i>FIGURA 1.9 – FGM tipo paralelo: a) barra única; b) diseño Vacquier de doble barra; c) diseño Förster de doble barra; d) diseño Aschenbrenner y Goubau de núcleo en anillo. (Ripka, 2001)</i>	29
<i>FIGURA 1.10 – Orientación del campo magnético y la imanación respecto del eje fácil en un material AMR.</i>	30
<i>FIGURA 1.11 – Dependencia de la resistencia con el ángulo en magnetómetros AMR (Ripka, 2001).</i>	31
<i>FIGURA 1.12 – Válvula de spin: a) Funcionamiento básico; b) Relación entre resistencia y campo magnético (adaptación de Baibich et al., 1988)</i>	32
<i>FIGURA 1.13 – Respuesta de GMR (a) en sándwich sin capa fija y (b) en multicapa. (Ripka, 2001).</i>	33
<i>FIGURA 1.14 – a) Instrumento magnético de carga útil en el satélite OPTOS: tres magnetómetros GMR, en caras ortogonales de un cubo. b) Acondicionamiento electrónico del GMR (proyecto OPTOS, INTA).</i>	33
<i>FIGURA 1.15 – Banco óptico de magnetómetro de efecto Faraday: a) básico; b) usado en NANOSAT-01 (Guerrero et al., 1999).</i>	34
<i>FIGURA 1.16 – Dependencia de la impedancia en función de: a) el campo magnético, y b) la frecuencia. (Ripka, 2001).</i>	36
<i>FIGURA 1.17 – a) INTASAT; b) MINISAT-01; c) NANOSAT-01; d) OPTOS (INTA, España, http://www.inta.es/, marzo 2015)</i>	45
<i>FIGURA 1.18 – NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B, INTA, España)</i>	46
<i>FIGURA 1.19 – Dimensiones del satélite NANOSAT-1B. Elementos externos (proyecto NANOSAT-1B).</i>	47
<i>FIGURA 1.20 - VectorSol (proyecto NANOSAT-1B)</i>	47
<i>FIGURA 1.21 – Antenas en la base del NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)</i>	48
<i>FIGURA 1.22 – Circuito integrado del dispositivo MI/RadFET (proyecto NANOSAT-1B)</i>	49
<i>FIGURA 1.23 – Circuito integrado de un nivel del dispositivo LDT y su posición en el NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)</i>	49
<i>FIGURA 1.24 – Posición del SM_ACS en NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)</i>	50
<i>FIGURA 1.25 – PCB del SM_ACS, sistema de referencia SAT y posición de sensores magnéticos SM1..4</i>	50
<i>FIGURA 1.26 – a) Plano mecánico desnudo del SM_ACS. b) Posición de los componentes electrónicos del SM_ACS (proyecto NANOSAT-1B)</i>	51

FIGURA 1.27 – Magnetómetro HMC1021; esquema del encapsulado (Honeywell, 2008)	51
FIGURA 1.28 – Puente de Wheatstone en el magnetómetro AMR: en rosa, elementos magnetorresistivos (bandas magnéticas de Permalloy (Fe-Ni) en disposición de 45°, “barberpole”) del puente de Wheatstone (HMC1021S, Honeywell, 2008)	52
FIGURA 1.29 – Desviación de la imanación M de los elementos magnetorresistivos en $(\vartheta_f - \vartheta_0)$ por acción de un campo magnético externo, H	53
FIGURA 2.1 - Instalaciones de laboratorios magnéticos: a) Bobinas Braunbek del laboratorio “Magnetsrode” (IGEP, Braunschweig, Alemania, http://www.igep.tu-bs.de/institut/einrichtungen/magnetsrode/index_en.html); b) Imperial College (Londres, Reino Unido, http://www3.imperial.ac.uk/spat/research/areas/space_magnetometer_laboratory/space_instrumentation_facilities) (webs consultadas en marzo 2015)	58
FIGURA 2.2 – Instalaciones de laboratorios magnéticos: a) NuMCTL (FMI, Finlandia, http://en.ilmatiiteenlaitos.fi/magnetometer-calibration); b) MFSA (IABG, Ottobrunn, Alemania, en servicio a ESTEC Test Centre, http://www.iabg.de/en/business-fields/space/electromagnetic-tests/magnetic-field-measurement-magnetic-field-simulation/) (webs consultadas en marzo 2015)	59
FIGURA 2.3 – Mesa giratoria en tres ejes (Merayo et al., 2000)	60
FIGURA 2.4 – Selección de dispositivos para la irradiación con protones: las partes metálicas del zócalo que aloja al sensor AMR HMC1021S fueron reemplazadas por otras no metálicas; también se observan fotodiodos S5106 (Hamamatsu) y dispositivos IRED HE7606 (Hitachi) (Michelena et al., 2010)	65
FIGURA 2.5 – Zócalo no magnético para la manipulación segura del sensor magnético HMC1021 durante pruebas funcionales: medida pasiva de limpieza magnética (proyecto NANOSAT-1B)	67
FIGURA 2.6 – Set-up magnético de pruebas funcionales: a) cámara de campo cero pequeña; b) electrónica de acondicionamiento preliminar; c) sistema cuadrado de bobinas; d) rótula; e) zócalo con el magnetómetro (proyecto NANOSAT-1B)	67
FIGURA 2.7 – Set-up de pruebas funcionales electrónicas del SM_ACS: a) Placa base del circuito; b) Simulación de los cuatro sensores AMR; c) Circuito externo simulador del puente de Wheatstone; d) Protectores (frente a picos de tensión) y cableado de alimentación. (Proyecto NANOSAT-1B)	68
FIGURA 2.8 – PCB del SM_ACS y detalle del cubo sensor (proyecto NANOSAT-1B)	69
FIGURA 2.9 – Rotación α_i para cada sensor SM1..4	69

FIGURA 2.10 – a) Rotación θ . b) Rotación γ	70
FIGURA 2.11 – Orientación de los “ejes sensores” de los sensores magnéticos SM1..4 (en sis. de referencia SAT, de NANOSAT-1B).....	71
FIGURA 2.12 – Campo magnético utilizado en laboratorio: a) Lecturas de tensión (V): en azul, SM1; en rojo, SM2; en verde, SM3; en cian, SM4. b) Campo magnético medido promediando la solución de campo con las 4 diferentes triadas de sensores.	71
FIGURA 2.13 – Posición de los sensores de temperatura (T1, T2) en el SM_ACS (proyecto NANOSAT-1B)	72
FIGURA 2.14 – a) Curva de histéresis bajo un campo magnético de desimanación H , generado por una corriente alterna $I(t)$ de amplitud decreciente. b) Sistema uniaxial de bobinas Helmholtz	75
FIGURA 2.15 – Set-up de calibración previa en temperatura: a) cámara climática Binder; b) EGSE preliminar del instrumento GMR (OPTOS); c) entrada de gas N_2 ; d) sistemas de control y alimentación; e) osciloscopio ; f) cámara de campo cero; g) sistema de bobinas (proyectos NANOSAT-1B y OPTOS)	77
FIGURA 2.16 – Cámara de campo cero del Laboratorio de Magnetismo Espacial (INTA)	78
FIGURA 2.17 – Set-up de las pruebas de caracterización del ruido: a) Cámara de campo cero; b) analizador de frecuencias; c) osciloscopio. (Proyecto NANOSAT-1B).....	79
FIGURA 2.18 – EGSE de NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)	80
FIGURA 2.19 – a) Sistema de bobinas triaxial en configuración Helmholtz. b) Correcta alineación por medio de láser: se proyectaron dos crucetas desde el centro de los ejes X e Y del sistema de bobinas. b.a) Láser; b.b) sistema de bobinas triaxial; b.c) NANOSAT-1B, con sus caras protegidas (proyecto NANOSAT- 1B).....	81
FIGURA 2.20 – Brazo mecánico tomando medidas magnéticas a distintas distancias de NANOSAT-1B: a) brazo mecánico; b) magnetómetro fluxgate; c) sistema triaxial de bobinas; d) EUT (NANOSAT-1B). (Proyecto NANOSAT-1B)	84
FIGURA 2.21 – Líneas de campo magnético ‘B’ generadas por el dipolo simplificado ‘m’ de NANOSAT-1B en las posiciones ‘r’ (desde su centro de referencia): a) perpendicular al eje Z, y b) sobre el eje Z.	84
FIGURA 2.22 – Posición de los magnetopares en NANOSAT-1B, marcado con flechas y círculo rojos (proyecto NANOSAT-1B).....	86
FIGURA 2.23 – Magnetopar básico, utilizado en NANOSAT-1B	86
FIGURA 2.24 – Esquema del sentido de la corriente de los paneles solares. Camino del hilo de corriente: rojo, cara exterior; azul, cara interior. (Proyecto NANOSAT- 1B).....	89
FIGURA 2.25 – Baterías SAFT y su posición en NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)	90

<i>FIGURA 2.26 – Batería SAFT y magnetómetro fluxgate para su caracterización (proyecto NANOSAT-1B)</i>	<i>90</i>
<i>FIGURA 2.27 – Calibración preliminar del sensor #06 (SM1): a) rango completo (45 puntos); b) campo bajo (80 puntos).....</i>	<i>92</i>
<i>FIGURA 2.28 – Densidad espectral de ruido (en tensión de salida): a) SM1..4; b) T1, T2</i>	<i>94</i>
<i>FIGURA 2.29 – Medidas de campo magnético en vacío (sin satélite) y medidas de campo magnético a distintas distancias r (m). a) NANOSAT-1B desactivado; b) NANOSAT-1B activado.....</i>	<i>95</i>
<i>FIGURA 2.30 - Medidas de campo magnético a distintas distancias, magnetopares Z activados.....</i>	<i>96</i>
<i>FIGURA 2.31 – Iluminación sobre los paneles solares laterales de NANOSAT-1B en una rotación completa, representado desde el cenit sobre el eje Z (punto rojo: posición del cubo sensor)</i>	<i>98</i>
<i>FIGURA 2.32 – Detalle de la lectura en los tres ejes de la simulación de campo magnético oscilante en NANOSAT-1B. En azul claro, el campo oscilante de $40 \mu T$.</i>	<i>99</i>
<i>FIGURA 2.33 – Simulación de campo magnético oscilante: aplicación de campo magnético de $40 \mu T$ en eje Z. a) Lectura en eje X; b) lectura en eje Y; c) lectura en eje Z. Se ha mostrado el campo magnético senoidal en todas las gráficas (en azul) para poder visualizar mejor la respuesta en cada eje. Se tomaron 10 medidas, etiquetadas en estas gráficas con el nombre F1..10.</i>	<i>100</i>
<i>FIGURA 2.34 – PCBs instrumentos magnéticos en OPTOS: a) GMR; b) MGM (proyecto OPTOS)</i>	<i>104</i>
<i>FIGURA 2.35 – PCB del instrumento magnético MOURA: flechas rojas, dos niveles con magnetómetros AMR; flecha verde, inclinómetro (Díaz-Michelena et al., 2015(a); proyecto MetNet MEIGA)</i>	<i>104</i>
<i>FIGURA 2.36 – Mecanismo de polarización SET/RESET del magnetómetro GMR en OPTOS: a) Correspondencia entre el campo aplicado y el estado magnético de la multicapa GMR; b) Secuencia SET/RESET. En verde, 4 y 7, puntos de trabajo funcionales del magnetómetro GMR; en rojo, escalones de campo polarizador: 1, sin campo; 2 y 5, punto funcional, previo a la saturación; 3 y 6, saturación (GMR AAL002-02, NVE Sensors Catalog, www.nve.com; proyecto OPTOS)</i>	<i>105</i>
<i>FIGURA 2.37 – Esquema del lander (penetrador) de la misión Mars MetNet y despliegue de todos los instrumentos (http://metnet.fmi.fi/): magnetómetro MOURA desplegado sobre el terreno (flecha roja).....</i>	<i>107</i>
<i>FIGURA 2.38 – Picosatélite OPTOS en sistema triaxial de bobinas, dentro de cámara climática (Proyecto OPTOS)</i>	<i>107</i>

<i>FIGURA 2.39 – Simulación de órbita para GMR. a) Modo “ciclo completo”; b) Modo “pulso positivo”; c) Modo “pulso negativo”. Marcas planas: campo aplicado. Marcas en aspa: campo medido. Azul: eje X; rosa: eje Y; amarillo: eje Z.</i>	<i>109</i>
<i>FIGURA 2.40 – Simulación de órbita para MGM. Marcadores planos: campo aplicado; marcadores en aspa: campo medido. Azul: eje X; rosa: eje Y; amarillo: eje Z.</i>	<i>109</i>
<i>FIGURA 2.41 – Componente horizontal del campo geomagnético medido con MOURA y el magnetómetro de referencia en el observatorio magnético de San Pablo de los Montes, Toledo (SPT), 28-29 de junio de 2013 (Díaz-Michelena et al., 2015(a)). Flecha roja: tormenta solar (http://spaceweather.com, consultado marzo 2015).</i>	<i>110</i>
<i>FIGURA 2.42 – Comparación entre las medidas de MOURA y SPT: a) eje X, b) eje Y, c) eje Z. 21-24 de febrero de 2013 (Díaz-Michelena et al., 2015(a))</i>	<i>111</i>
<i>FIGURA 3.1 – ASTRID-2: ASC y EMMA en boom (Blomberg et al., 2003).....</i>	<i>121</i>
<i>FIGURA 3.2 – ØRSTED: a) Definición de no ortogonalidades: ángulos u_1, u_2 y u_3; b) posición de los instrumentos en el boom (Bogh et al., 1996)</i>	<i>122</i>
<i>FIGURA 3.3 – CHAMP: banco óptico con los sistemas de referencia de los star trackers (ASC-A1 y ASC-A2), los magnetómetros fluxgate (FGM-1 y FGM-2) y el propio satélite (S/C) (Gödderz et al., 2002)</i>	<i>123</i>
<i>FIGURA 3.4 – Portada y ventana principal del programa ‘NOVA for Windows’, versión 2.2c.....</i>	<i>126</i>
<i>FIGURA 3.5 – ‘NOVA for Windows’: Editor de satélites (‘Satellite editor’).....</i>	<i>126</i>
<i>FIGURA 3.6 – ‘NOVA for Windows’: Listado de datos (‘Listing Data’)</i>	<i>127</i>
<i>FIGURA 3.7 – ‘NOVA for Windows’: a) Configurar fecha y tiempo para la vista (‘Set Date and Time for View’); b) Vista desde el espacio (‘View from space’).....</i>	<i>127</i>
<i>FIGURA 3.8 – ‘NOVA for Windows’: Mostrar día/noche (‘Show day/night’)</i>	<i>127</i>
<i>FIGURA 3.9 – ‘NOVA for Windows’: Lista completa de las posiciones de NANOSAT-1B durante un día.....</i>	<i>129</i>
<i>FIGURA 3.10 – Diagrama de flujo de <code>nst1b_process_path.m</code></i>	<i>130</i>
<i>FIGURA 3.11 – Diagrama de flujo: a) de <code>nst1b_process_path.m</code>; b) de <code>nst1b_path.m</code></i>	<i>130</i>
<i>FIGURA 3.12 – Diagrama de flujo de <code>nst1b_process_trajectory.m</code>.....</i>	<i>131</i>
<i>FIGURA 3.13 – Diagrama de flujo de <code>nst1b_trajectory.m</code>.....</i>	<i>131</i>
<i>FIGURA 3.14 – Diagrama de flujo de <code>testmat_nst1b.m</code>.....</i>	<i>131</i>
<i>FIGURA 3.15 – Diagrama de flujo de <code>twoline2rv_nst1b.m</code></i>	<i>132</i>
<i>FIGURA 3.16 – Diagrama de flujo de <code>sgp4_nst1b.m</code></i>	<i>132</i>
<i>FIGURA 3.17 – nanoserver – NANOSAT-1B: Página principal y TMs (proyecto NANOSAT-1B).....</i>	<i>136</i>
<i>FIGURA 3.18 – nanoserver – NANOSAT-1B: Pases (proyecto NANOSAT-1B)</i>	<i>136</i>

FIGURA 3.19 – nanoserver – NANOSAT-1B: a) Creación TCs, Centro de Misión. b) Creación TCs, SMAG (proyecto NANOSAT-1B).....	137
FIGURA 3.20 – nanoserver – NANOSAT-1B: Experimentos. SMAG (proyecto NANOSAT-1B).....	137
FIGURA 3.21 – Telecomando lanzado para el 28 de noviembre de 2010 (proyecto NANOSAT-1B).....	139
FIGURA 3.22 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_process_tm.m</i>	144
FIGURA 3.23 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_read_tm.m</i>	144
FIGURA 3.24 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_check_Day_init.m</i>	145
FIGURA 3.25 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_check_longitude.m</i>	146
FIGURA 3.26 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_pre_correct.m</i>	151
FIGURA 3.27 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_model.m</i>	152
FIGURA 3.28 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_process_model.m</i>	152
FIGURA 3.29 – a) Mapa de intensidad magnética (F , nT) en 2010.0. b) Mapa de variación secular de F (nT/año) para 2010.0-2015.0; en rojo, variación positiva; en azul, variación negativa; en verde, variación nula. (Maus et al., 2009)	153
FIGURA 3.30 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_relative_angle.m</i>	155
FIGURA 3.31 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_process_rel_ang.m</i>	155
FIGURA 3.32 – Intensidad del campo magnético y ángulo relativo SAT-MOD en medidas normales: a) Evolución suave (NST1B_SMAG-15-01-2010 20-24-02.TM); b) Evolución con discontinuidad (NST1B_SMAG-17-12-2010 05-15-02.TM) explicada por la paridad del coseno ($\cos(\alpha) = \cos(-\alpha)$). Debido a la paridad del coseno, hay dos soluciones, continuas en conjunto: en rojo, $<180^\circ$; en verde, $>180^\circ$	155
FIGURA 3.33 – Ángulo SAT-MOD (NST1B_SMAG-17-12-2010 05-15-02.TM): soluciones al producto escalar (-360° - 360° para mostrar la paridad del coseno); en rojo, $ 0^\circ$ - 180° ; en verde, $ 180^\circ$ - 360° . La solución es la curva marcada por las flechas, o su equivalente simétrica.....	156
FIGURA 3.34 – Intensidad del campo magnético y ángulo relativo SAT-MOD en medidas con desviación de tendencia (indicado por las flechas): a) NST1B_SMAG-09-12-2010 16-50-02_c.TM; b) NST1B_SMAG-19-02-2011 17-35-02.TM. En rojo, 0° - 180° ; en verde, 180° - 360°	156
FIGURA 3.35 - Secuencia de ángulos de Euler Z-X-Z (Diebel, 2006). En azul, el sistema de referencia original $\{x, y, z\}$; en rojo, la primera rotación, ϕ , alrededor de Z , y el sis. de referencia resultante $\{x''', y''', z'''\}$; en verde, la rotación θ , alrededor de X , y el sis. de referencia resultante $\{x'', y'', z''\}$; en negro, la rotación ψ , alrededor de Z , y el sis. de referencia resultante final $\{x', y', z'\}$	158

FIGURA 3.36 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_euler_angle.m</i>	159
FIGURA 3.37 – a) Rotación de B_{SAT} alrededor del eje Z. b) Proyección sobre el plano XY.....	160
FIGURA 3.38 – a) Rotación de B'_{SAT} alrededor del eje X. b) Proyección sobre el plano YZ.	161
FIGURA 3.39 – a) Rotación de B''_{SAT} alrededor del eje Z. b) Proyección sobre el plano XY.	161
FIGURA 3.40 – Convergencia del error (ángulo relativo) entre B_{SAT} rotado y B_{MOD}	161
FIGURA 3.41 – a) Iteración $j = 1$ del proceso. b) Serie de iteraciones, hasta la última ($j = 26$), donde B_{SAT} rotado en $\{\phi, \theta, \psi\}$ coincide con B_{MOD}	162
FIGURA 3.42 – NANOSAT-1B rotado según la matriz R, desglosada en tres rotaciones elementales (NST1B_SMAG-22-03-2011 17-10-02.TM): a) Rotación ϕ , alrededor de Z; b) Rotación θ , alrededor de X; c) Rotación ψ , alrededor de Z, y orientación resultante final. En negro, el sistema de referencia del modelo y el campo magnético del modelo; en azul, el sistema de referencia del satélite y el campo magnético medido por el satélite, original; en rojo, el campo magnético medido por el satélite, rotado.....	162
FIGURA 3.43 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_find_spin.m</i>	164
FIGURA 3.44 – a) Campo magnético medido por NANOSAT-1B (SAT). b) Ejes de rotación instantánea. En rojo, origen de vectores (colocados artificialmente en eje X); en magenta, extremo de cada vector.	165
FIGURA 3.45 – a) Campo magnético predicho por el modelo (MOD). b) Ejes de rotación instantánea. En rojo, origen de vectores, colocados artificialmente en eje X; en magenta, extremo de cada vector.	165
FIGURA 3.46 – Ejes de rotación instantánea, desligado el efecto del campo magnético (según modelo).	166
FIGURA 3.47 – Valores del ángulo rotado instantáneamente, la velocidad de rotación y la aceleración angular de NANOSAT-1B (NST1B_SMAG-28-01-2010 20-06-02.dat).....	166
FIGURA 3.48 – Esquema sencillo del teorema de valor intermedio, con solo tres valores de barrido	168
FIGURA 3.49 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_V_SCAN.m</i>	169
FIGURA 3.50 – Telemedida 'NST1B_SMAG-28-08-2010 05-20-02.TM'. Primera iteración del método TWOSTEP aplicado a la búsqueda de: a) vector de margen de error, b (TWOSTEP.a); b) vector de margen de error, b, y matriz de factores de escala, S (diagonal) (TWOSTEP.b).	176
FIGURA 3.51 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_TWOSTEP_b.m</i>	177
FIGURA 3.52 – Ejemplo de telemedidas corregidas por TWOSTEP.b: a) 'NST1B_SMAG-18-09-2009 01-15-03.TM'; b) 'NST1B_SMAG-08-01-2010 19-40-01.TM'. Corrección (TABLA 3.6) y error cometido tras la corrección (1 iteración).....	178

FIGURA 3.53 – Diagrama de flujo de <i>nst1b_refine_TWOSTEP.m</i>	181
FIGURA 3.54 – Refinamiento de la corrección de los ejemplos de la FIGURA 3.52: a) ‘NST1B_SMAG-18-09-2009 01-15-03.TM’; b) ‘NST1B_SMAG-08-01-2010 19-40-01.TM’. En gris, error de la medida sin refinar; en rojo, error de la medida refinado mediante <i>nst1b_refine_TWOSTEP.m</i>	181
FIGURA 3.55 – Conos de revolución donde está la solución real de la actitud (B_{SAT} y B_{MOD} coaxiales)	183
FIGURA 3.56 – Ejemplo de telemedida corregida por V_{SCAN} : ‘NST1B_SMAG-20-08-2010 18-50-02.TM’. Corrección: a) en la medida, y b) en el gradiente (TABLA 3.8) (4 iteraciones). En gris, los valores iniciales; en azul, el modelo; en rojo, las medidas	186
FIGURA 3.57 – Valores de corrección del margen de error, b , en cada eje (nT), para todas las TMs.	186
FIGURA 3.58 – Valores de corrección de los factores de escala, S , en cada eje, para todas las TMs. a) Antes del refinamiento (S_{REFINE}). b) Después del refinamiento (S_{REFINE}).	187
FIGURA 3.59 – Valores de corrección del margen de error, b , en cada eje (nT), para TMs seleccionadas.	187
FIGURA 3.60 – Valores de corrección de los factores de escala, S , en cada eje, para TMs seleccionadas, (después del refinamiento).	187
FIGURA 3.61 – Valores de corrección del margen de error, b_D , en cada eje (nT), debido a la degradación.	188
FIGURA 3.62 – Valores de corrección de los factores de escala, S_D , en cada eje, debido a la degradación.	188
FIGURA 3.63 – Imagen de la erupción solar del 7 de marzo de 2011 (capturada por el satélite SOHO, http://sohowww.nascom.nasa.gov/ , consultada en marzo 2015)	190
FIGURA 3.64 – Índices de meteorología espacial del 5 al 15 de marzo de 2011: a) Índice K_p ; b) índice A_M ; c) índice DST; d) índice F10.7; e) índice AE (http://spaceweather.com/)	191
FIGURA 3.65 – Índices de meteorología espacial del 5 al 15 de marzo de 2011: a) Índice F10.7; b) velocidad del viento solar y densidad de protones; c) campo magnético interplanetario (http://spaceweather.com/)	192
FIGURA 3.66 – Calibración sobre la telemedida TM1. Azul: modelo; rojo: medida; verde: medida corregida. Detalle en el entorno de los 1000 s.	193
FIGURA 3.67 – Calibración sobre las telemedidas: a) TM2; b) TM3. Azul: modelo; rojo: medida; verde: medida corregida.	193
FIGURA 3.68 – Gradiente temporal del error de las calibraciones realizadas sobre las TMs magnéticas del 12 de marzo de 2011: a) TM1; b) TM2; c) TM3.	194

FIGURA 3.69 – Patrones de emisión característicos de: a) antena helicoidal, y b) antena de parche (http://www.antenna-theory.com , http://www.cisco.com , abril 2015).....	198
FIGURA 3.70 – Área donde la elevación de NANOSAT-1B es positiva, visto desde el Centro de Control.	199
FIGURA 3.71 – Una de las posibles posiciones de apuntamiento de NANOSAT-1B (NST1B_SMAG-17-01-2010 19-29-02.TM), separada en un ángulo de 2.1089° del vector de campo magnético del modelo.	200
FIGURA 3.72 – Campo magnético medido por cada tríada de sensores, y promedios (resultado utilizado): a) NST1B_SMAG-02-08-2009 03-11-01.TM; b) NST1B_SMAG-17-12-2014 17-51-41.TM.	202
FIGURA 3.73 – Histogramas de errores de cada tríada con el valor promedio F: a) 123; b) 124; c) 134; d) 234. ‘A’ se refiere a la TM inicial (NST1B_SMAG-02-08-2009 03-11-01.TM), y ‘B’ se refiere a la última TM analizada (NST1B_SMAG-17-12-2014 17-51-41.TM).	203
FIGURA 3.74 – Histograma del promedio de los errores entre las tríadas y el valor promedio F.	203
FIGURA 3.75 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Observatorio Fort Churchill (FCC, Churchill, Canadá) (http://www.intermagnet.org): a) Intensidad total de campo magnético (nT); b) campo magnético horizontal (nT) (datos cada 1 min)	205
FIGURA 3.76 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Observatorio Novosibirsk (NVS, Klyuchi, Novosibirsk, Rusia) (http://www.intermagnet.org): a) Intensidad total de campo magnético (nT); b) campo magnético horizontal (nT) (datos cada 1 min)	205
FIGURA 3.77 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Observatorio Argentine Islands (AIA, Akademik Vernadsky base, Antártida, operado por Ucrania) (http://www.intermagnet.org): a) Intensidad total de campo magnético (nT); b) campo magnético horizontal (nT) (datos cada 1 min)	205
FIGURA 3.78 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Observatorio Port Stanley (PST, Islas Malvinas, Reino Unido) (http://www.intermagnet.org): a) Intensidad total de campo magnético (nT); b) campo magnético horizontal (nT) (datos cada 1 min)	206
FIGURA 3.79 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Satélites de observación GOES-13 y GOES-15 (http://goes.gsfc.nasa.gov/)	206
FIGURA 3.80 – Trayectorias de NANOSAT-1B donde se tomaron TMs magnéticas el 12 de marzo de 2011. (1) NST1B_SMAG-12-03-2011 00-55-02.TM; (2) NST1B_SMAG-12-03-2011 07-10-02.TM; (3) NST1B_SMAG-12-03-2011 18-30-02.TM. En amarillo, las localizaciones de los observatorios: Argentine Islands (AIA), Port Stanley (PST), Fort Churchill (FCC) y Novosibirsk (NVS)	

(http://www.intermagnet.org). Se añaden las gráficas de evolución del error de cada TM (gradiente del error (nT/s) vs. tiempo (s))	207
FIGURA 3.81 – Zonas de actividad del electrojet auroral austral: una entre los paralelos 60°S y 70°S (amarillo), y otra en torno al paralelo 80°S (naranja) (Chen et al, 2003). Superpuesta la trayectoria de NANOSAT-1B en la que se tomó la telemidida NST1B_SMAG-12-03-2011 00-55-02.TM: NANOSAT-1B cruzó el paralelo 60°S hacia los 1000 s del comienzo de la telemidida	208
FIGURA 4.1 – Telemidida NST1B_SMAG-21-11-2010 12-20-02_c.TM: a) Campo magnético según el modelo (azul), medido por el SM_ACS (rojo) y corregido por TWOSTEP (verde); b) Error cometido entre el modelo y la medida corregida. A pesar de los valores desviados anormalmente de la tendencia, TWOSTEP ha podido computar todos los procesos con un resultado satisfactorio (error < 400 nT)	212
FIGURA 4.2 – Telemidida corta NST1B_SMAG-07-03-2011 06-04-13.TM: a) Campo magnético según el modelo (azul), medido por el SM_ACS (rojo) y corregido por TWOSTEP (verde); b) Error cometido entre el modelo y la medida corregida. A pesar de ser una medida corta, los resultados son satisfactorios, con un error < 100 nT.	213
FIGURA 5.1 – a) Satélite de bajo coste FIREFLY (http://firefly.gsfc.nasa.gov/ , NASA/GSFC, abril 2015); b) QUAKESAT (https://www.quakefinder.com/research/quakesat-ssite/ , Space Systems Development Laboratory, SSDL, abril 2015)	219
FIGURA 5.2 – Estudio de elementos finitos sobre tarjeta BB (breadboard) de ensayo: a) caras de la tarjeta BB con los dipolos de cada componente electrónico; b) detalle de la posición de los sensores magnéticos; c) método experimental de imanación forzada de componentes para el posterior estudio de sus momentos magnéticos.	220
FIGURA 5.3 – Simulación de elementos finitos del instrumento magnético MOURA (proyecto MetNet MEIGA, INTA): campo magnético generado por los componentes electrónicos de la tarjeta. Sensores magnéticos colocados alejados de la electrónica de acondicionamiento (flecha roja)	221
FIGURA 5.4 – Set-up cámara térmica por inyección de gas: a) Entrada de gas N ₂ ; b) cámara de campo cero; c) sistema triaxial de bobinas; d) sistema de control de flujo; e) tanque de nitrógeno líquido; f) termo con bobinado; g) Modelo QM (calificación) del instrumento magnético MOURA (proyecto MetNet MEIGA) (Lab. Magnetismo Espacial, INTA).	222
FIGURA 5.5 – Detalle set-up cámara térmica por inyección de gas: a) Vaso exterior del termo; b) vaso interno y bobinado; c) entrada de gas; d) Modelo QM (calificación) del instrumento magnético MOURA (proyecto MetNet MEIGA); e) detalle del instrumento MOURA dentro del termo (Lab. Magnetismo Espacial, INTA).	222

<i>FIGURA 5.6 – Satélites del INTA: a) NANOSAT-01; b) NANOSAT-1B; c) OPTOS.....</i>	<i>223</i>
<i>FIGURA AP. C-1 - Esquema de una trayectoria elíptica y algunos parámetros orbitales.....</i>	<i>241</i>
<i>FIGURA AP. C-2 – Portada de www.space-track.org (visitada en febrero 2015)</i>	<i>244</i>
<i>FIGURA AP. C-3 – Ejemplos de TLE: a) NANOSAT-1B, del 16 de agosto de 2010; b) NANOSAT-01, del 16 de agosto de 2010; c) OPTOS, del 22 de enero de 2014.</i>	<i>246</i>
<i>FIGURA AP. C-4 – Eclipses en satélite ecuatorial (adaptación de Dalglish, 1989).....</i>	<i>257</i>
<i>FIGURA AP. C-5 – Observatorios de la IAGA (International Association of Geomagnetism and Aeronomy), dedicados al cálculo de los índices: KP (rojo), AE (azul) y DST (verde). (Adaptado de Love & Remick, 2007).....</i>	<i>257</i>
<i>FIGURA AP. C-6 – Tormenta de Halloween de 2003. a) Medidas del observatorio de Fredericksburg (FRD): intensidad horizontal, máximo rango del campo H en intervalos de 3 h e índice K. b) Medidas de todos los observatorios de medición del índice KP: intensidad horizontal e índice KP resultante. (Love & Remick, 2007)</i>	<i>258</i>
<i>FIGURA AP. C-7 – Observatorios de la IAGA, dedicados al cálculo del índice AM (naranja). (Adaptado de Love & Remick, 2007).....</i>	<i>259</i>
<i>FIGURA AP. C-8 – Tormenta de Halloween de 2003. Medidas de todos los observatorios de medición del índice DST: a) Intensidad horizontal; b) índices DST y ASYM. (Love & Remick, 2007)</i>	<i>260</i>
<i>FIGURA AP. C-9 – Tormenta de Halloween de 2003. Medidas de todos los observatorios de medición del índice AE: a) Intensidad horizontal; b) índices AU, AL, AE y AO. (Love & Remick, 2007)</i>	<i>261</i>
<i>FIGURA AP. C-10 – Observatorios magnéticos de la red IMAGE (International Monitor for Auroral Geomagnetic Effects: http://www.geo.fmi.fi/image/, FMI, Finlandia)</i>	<i>262</i>
<i>FIGURA AP. C-11 – a) Observatorios para la detección del flujo solar. b) Flujo de emisiones solares en la longitud de onda 10.7 cm de 1996 a 2013 (NOAA Space Weather Prediction Center, 2014).....</i>	<i>263</i>
<i>FIGURA AP. C-12 – Medidas recogidas por el satélite ACE: número de manchas solares, intensidad del campo magnético interplanetario, velocidad del viento solar y ritmo de ICMEs (Interplanetary Coronal Mass Ejection, eyección interplanetaria de masa coronal) (http://www.srl.caltech.edu/ACE/).....</i>	<i>264</i>
<i>FIGURA AP. C-13 – Evolución de una CME clásica, tras erupción solar (satélite SOHO; Plunkett et al., 2000; Webb & Howard, 2012).....</i>	<i>265</i>
<i>FIGURA AP. C-14 – Agujeros coronales elongados, observados por a) el SDO y b) el SOHO.....</i>	<i>266</i>

<i>FIGURA AP. C-15 – Índice KP: Julio 2009 a Diciembre 2014.</i>	268
<i>FIGURA AP. C-16 – Índice AM: Julio 2009 a Diciembre 2014.</i>	268
<i>FIGURA AP. C-17 – Índice DST: Julio 2009 a Diciembre 2014.</i>	268
<i>FIGURA AP. C-18 – Índice AE: Julio 2009 a Diciembre 2014.</i>	269
<i>FIGURA AP. C-19 – Índice F10.7: Julio 2009 a Diciembre 2014.</i>	269
<i>FIGURA AP. C-20 – Viento solar: Julio 2009 a Diciembre 2014.</i>	269
<i>FIGURA AP. C-21 – Campo magnético interplanetario: Julio 2009 a Diciembre 2014.</i>	270
<i>FIGURA AP. D-22 – a) Referencias geocéntrica y geodésica. b) Los siete elementos del campo magnético terrestre, en cualquier punto P del espacio (Maus et al., 2009)</i>	279
<i>FIGURA AP. D-23 – Red de observatorios magnéticos de Intermagnet (http://www.intermagnet.org/)</i>	280
<i>FIGURA AP. D-24 – Comparación entre el modelo WMM y el EMM (http://www.ngdc.noaa.gov/geomag/EMM)</i>	289
<i>FIGURA AP. D-25 – Anomalías litosféricas descritas por el modelo CM (http://denali.gsfc.nasa.gov/)</i>	289

Lista de tablas

<i>TABLA 1.1 – Ficha técnica de los satélites: a) EXPLORER-1 y EXPLORER-3; b) MAGSAT; c) ASTRID-1 y ASTRID-2; d) SOHO</i>	<i>14</i>
<i>TABLA 1.2 – Ficha técnica de los satélites: a) ØRSTED; b) CHAMP; c) CLUSTER-II; d) SWARM</i>	<i>17</i>
<i>TABLA 1.3 – Características de algunos magnetómetros de precesión protónica comerciales</i>	<i>23</i>
<i>TABLA 1.4 – Características de algunos magnetómetros de resonancia nuclear comerciales</i>	<i>25</i>
<i>TABLA 1.5 – Características de algunos magnetómetros search coil comerciales.....</i>	<i>27</i>
<i>TABLA 1.6 – Características de algunos magnetómetros fluxgate comerciales</i>	<i>29</i>
<i>TABLA 1.7 – Características de algunos magnetómetros GMR comerciales</i>	<i>33</i>
<i>TABLA 1.8 – Características de algunos magnetómetros de magnetoimpedancia comerciales</i>	<i>36</i>
<i>TABLA 1.9 – Ficha técnica de los satélites: a) INTASAT; b) MINISAT-01; c) NANOSAT-01; d) OPTOS</i>	<i>44</i>
<i>TABLA 1.10 – Ficha técnica del satélite NANOSAT-1B.....</i>	<i>46</i>
<i>TABLA 1.11 – Posición del cubo sensor, respecto del sis. de referencia del satélite (SAT).....</i>	<i>50</i>
<i>TABLA 1.12 – Documento técnico del sensor HMC1021S (Honeywell, 2008)</i>	<i>52</i>
<i>TABLA 2.1 – Instrumentación utilizada en el Laboratorio de Magnetismo Espacial.....</i>	<i>62</i>
<i>TABLA 2.2 – Clasificación del nivel de madurez tecnológica (según estándar europeo)</i>	<i>66</i>
<i>TABLA 2.3 – Especificaciones técnicas sensor de temperatura AD590LF (Analog Devices, 2003)</i>	<i>72</i>
<i>TABLA 2.4 – Unidades de las magnitudes físicas y los coeficientes de calibración (NANOSAT-1B)</i>	<i>74</i>

TABLA 2.5 – Ejes teóricos entre los ejes de medida de cada sensor SM1..4 y el sis. de referencia SAT	79
TABLA 2.6 – Unidades de las magnitudes físicas y los coeficientes	85
TABLA 2.7 – Posición de los magnetopares (sis. de referencia SAT)	86
TABLA 2.8 – Campo magnético teórico generado por los magnetopares (90.5 mA) sobre el cubo (sis. de referencia SAT): se identifica con un “0” cuando están desactivados y con un “1” cuando están activados; su signo denota el sentido de la polarización.	87
TABLA 2.9 – Campo magnético teórico estimado generado por componentes electrónicos magnéticamente permeables (imanados por los magnetopares) sobre el cubo (sis. de referencia SAT).....	87
TABLA 2.10 – Direcciones y posiciones de los paneles solares en NANOSAT-1B (sis. de referencia SAT)	88
TABLA 2.11 – Posición de las baterías (sis. de referencia SAT).....	90
TABLA 2.12 – Resultados de la calibración de los sensores SM1..4 por separado	91
TABLA 2.13 – Tensión y corriente en los pulsos S/R para los sensores SM1..4 simulados	92
TABLA 2.14 – Coeficientes u y v de la ganancia A	93
TABLA 2.15 – Coeficientes u y v del offset B.....	93
TABLA 2.16 – Ejes calculados entre los ejes de medida de cada sensor SM1..4 y el sis. de referencia SAT	94
TABLA 2.17 – Ángulos de no ortogonalidad: error entre los ángulos teóricos y experimentales.....	94
TABLA 2.18 – Momento magnético de NANOSAT-1B en dirección Z calculado a partir de las medidas de las tres componentes de los sensores.	96
TABLA 2.19 – Momento magnético de NANOSAT-1B en dirección Z por efecto del magnetopar Z	96
TABLA 2.20 – Campo magnético generado por los paneles solares sobre el cubo (sis. de referencia SAT)	97
TABLA 2.21 – Campo magnético combinado, generado por paneles sobre el cubo (sis. de ref. SAT).....	97
TABLA 2.22 – Campo magnético, desde incidencia cenital (Norte y Sur) (sis. de referencia SAT).....	98
TABLA 2.23 – Momento magnético de las baterías SAFT (sis. de referencia SAT)	98
TABLA 2.24 - Campo magnético generado por las baterías SAFT sobre el cubo (sis. de referencia SAT).....	99
TABLA 2.25 – Calibración en temperatura de los magnetómetros GMR seleccionados, montados en el cubo sensor de OPTOS.....	105

TABLA 2.26 – Desviación de las medidas en el GMR y el MGM (simulación de una órbita)	109
TABLA 2.27 – Coeficientes g y offset de la ganancia, A , de NANOSAT-01	114
TABLA 2.28 – Coeficientes g y offset del offset, B , de NANOSAT-01	114
TABLA 2.29 – Coeficientes g y a de la ganancia, A : GMR (polarización positiva y negativa) y MGM	115
TABLA 2.30 – Coeficientes o y b del offset, B : GMR (polarización positiva y negativa) y MGM	115
TABLA 2.31 – Errores de alineación ϕ y ϑ en OPTOS.....	116
TABLA 2.32 – Ganancias (GAIN) y offsets (OFFSET) de MOURA, y sus derivas térmicas	116
TABLA 2.33 – Parámetros δ y P del ajuste realizado en la ecuación (43)	116
TABLA 3.1 – Ejemplo de registro de activaciones del instrumento SM_ACS de NANOSAT-1B.....	139
TABLA 3.2 – Bits de datos de una TM relacionados con las medidas del SM_ACS	140
TABLA 3.3 – Datos leídos de una TM y almacenados en formato .DAT	141
TABLA 3.4 – Datos calculados por los modelos WMM2005 y WMM2010, almacenados en formato DAT (en sistema de referencia terrestre)	153
TABLA 3.5 – Correcciones para el ejemplo de telemetria ‘NST1B_SMAG-28-08-2010 05-20-02.TM’	177
TABLA 3.6 – Correcciones para los ejemplos de la FIGURA 3.52: telemetrias ‘NST1B_SMAG-18-09-2009 01-15-03.tm’ y ‘NST1B_SMAG-08-01-2010 19-40-01.tm’	178
TABLA 3.7 – Refinamiento de la corrección de los ejemplos de la FIGURA 3.52	182
TABLA 3.8 – Valores de la corrección de NST1B_SMAG-20-08-2010 18-50-02.TM por V_SCAN	185
TABLA 3.9 – Valores numéricos del ajuste lineal de los parámetros de calibración en vuelo.....	188
TABLA 3.10 – Valores numéricos del ajuste lineal de las correcciones debidas a la degradación	188
TABLA 3.11 – Correcciones de margen de error, factor de escala y refinamiento de las TMs del 12 de marzo de 2011	194
TABLA 3.12 – Degradación anual de los sensores magnéticos de SM_ACS (en magnitudes físicas y de ingeniería). (Ganancia de los amplificadores de instrumentación = 267.6667).....	202
TABLA 3.13 – Parámetros del error entre los promedios de las tríadas y el valor promedio de F	204

TABLA AP. C-1 – Detalle de la composición de un archivo TLE.....	244
TABLA AP. C-2 – Índices de meteorología espacial de los días en que se realizaron TMs (entre agosto de 2009 y diciembre de 2014)	270
TABLA AP. D-3 – Rangos de los elementos magnéticos en la superficie de la Tierra	279
TABLA AP. D-4 – Criterios de selección de datos, según parámetros orbitales.....	281
TABLA AP. D-5 – Contribuciones a la imprecisión del modelo (en grados y nT donde corresponda).....	285
TABLA AP. D-6 – Coeficientes $g_{n,m}$ para WMM2005.0	286
TABLA AP. D-7 – Coeficientes $h_{n,m}$ para WMM2005.0	286
TABLA AP. D-8 – Coeficientes de la variación secular de $g_{n,m}$ para WMM2005.0.....	286
TABLA AP. D-9 – Coeficientes de la variación secular de $h_{n,m}$ para WMM2005.0.....	287
TABLA AP. D-10 – Coeficientes $g_{n,m}$ para WMM2010.0	287
TABLA AP. D-11 – Coeficientes $h_{n,m}$ para WMM2010.0	287
TABLA AP. D-12 – Coeficientes de la variación secular de $g_{n,m}$ para WMM2010.0.....	288
TABLA AP. D-13 – Coeficientes de la variación secular de $h_{n,m}$ para WMM2010.0.....	288

Lista de acrónimos

ACE	<i>Advanced Composition Explorer</i> (satélite de la NASA)
ACS	<i>Attitude Control System</i> (Sistema de Control de Actitud)
AIV	<i>Assembly – Integration – Verification</i> (ensamblaje – integración – verificación)
AMI	<i>Anisotropic Magnetolmpedance</i> (magnetoimpedancia anisotrópica)
AMR	<i>Anisotropic MagnetoResistance</i> (magnetorresistencia anisotrópica)
BB	<i>Bread Board</i> (circuito prototipo)
BGS	<i>British Geological Survey</i> (Estudio Geológico Británico)
CME/ICME	<i>(Interplanetary) Coronal Mass Ejection</i> (eyección (interplanetaria) de masa coronal)
COSPAR	<i>Committee On Space Research</i> (Comité para la Investigación Espacial)
COTS	<i>Commercial Off-The-Shelf</i> (componentes comerciales)
DADMOD	<i>Deterministic Attitude Determination using Magnetometer-Only Data</i> (método determinista de determinación de la actitud utilizando únicamente datos del magnetómetro)
DD	<i>Displacement Damage</i> (daño por desplazamiento)
DST	<i>Disturbance Storm-Time</i> (perturbación durante tormenta)
EGSE	<i>Electrical Ground Support Equipment</i> (equipo eléctrico de soporte en tierra)
EPS	<i>Electrical Power Subsystem</i> (subsistema de potencia)
ER	<i>Earth Radius</i> (radio terrestre)
ESA	<i>European Space Agency</i> (Agencia Espacial Europea)
ESR	<i>Electron Spin Resonance</i> (resonancia de spin electrónico)
EUT	<i>Element Under Test</i> (elemento a analizar)
FGM	<i>FluxGate Magnetometer</i> (magnetómetro tipo fluxgate)

FM	<i>Flight Model</i> (modelo de vuelo)
FS	<i>Full Scale</i> (toda la escala)
GMI	<i>Giant MagnetoImpedance</i> (magnetoimpedancia gigante)
GMR	<i>Giant Magneto-Resistance</i> (magnetorresistencia gigante)
GSFC	<i>Goddard Space Flight Center</i> (Centro espacial Goddard)
IAGA	<i>International Association of Geomagnetism and Aeronomy</i> (Asociación Internacional de Geomagnetismo y Aeronomía)
IC	<i>Integrated Circuit</i> (circuito integrado)
IGRF	<i>International Geomagnetic Reference Field</i> (Campo Geomagnético de Referencia Internacional)
IMF	<i>Interplanetary Magnetic Field</i> (campo magnético interplanetario)
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
ITAR	<i>International Traffic in Arms Regulation</i> (Regulación internacional de tráfico de armas)
IMU	<i>Inertial Measurements Unit</i> (unidad inercial de medidas)
IUGG	<i>International Union of Geodesy and Geophysics</i> (Union Internacional de Geodesia y Geofísica)
JPL	<i>Jet Propulsion Laboratory</i> (Laboratorio Propulsión Jet, NASA)
LEO	<i>Low Earth Orbit</i> (Órbita baja terrestre)
MEMS	<i>MicroElectroMechanical System</i> (sistema microelectro-mecánico)
MGM	<i>MaGnetoMeter</i> (magnetómetro, en OPTOS)
NEO	<i>Near Earth Object</i> (objeto cercano a la Tierra)
NGDC	<i>National Geophysical Data Center</i> (Centro Nacional de Datos Geofísicos)
NMR	<i>Nuclear Magnetic Resonance</i> (resonancia magnética nuclear)
NOAA	<i>National Oceanic and Atmospheric Administration</i> (Administración Nacional de Océanos y Atmósfera)
NORAD	<i>NORth American Defense command</i> (mando de defensa norteamericano)
NRM	<i>Nuclear Magnetic Resonance</i> (resonancia magnética nuclear)
NST	NANOSAT
OBDH	<i>On-Board Data Handling</i> (ordenador de a bordo)
OWLS	<i>Optical Wireless Links for intra-Satellite</i> (comunicaciones ópticas intra-satélite de conexión sin cable)
PCB	<i>Printed Circuit Board</i> (tarjeta de circuito impreso)

PSD	<i>Power Spectral Density</i> (densidad espectral de potencia)
QM	<i>Qualifying Model</i> (modelo de calificación)
RAD-HARD	<i>Radiation Hardened</i> (endurecido ante radiación)
RAD-TOL	<i>Radiation Tolerant</i> (tolerante a radiación)
RTSF	<i>Real-Time Sequential Filter</i> (filtro secuencial en tiempo real)
S/R	Set/Reset
SCM	<i>Search Coil Magnetometer</i> (magnetómetro tipo <i>search coil</i>)
SDP	<i>Simplified Deep Space Perturbations</i> (perturbaciones de espacio profundo simplificadas)
SET	<i>Single Event Transient</i> (evento único pasajero)
SGP	<i>Simplified General Perturbations</i> (perturbaciones generales simplificadas)
SI	Sistema Internacional (de medidas)
SMAG	Sensor Magnético, en NANOSAT-1B
SM_ACS	Sensor Magnético, <i>Attitude Control System</i> (en NANOSAT-1B)
SOIC	<i>Small-Outline Integrated Circuit</i> (circuito integrado de perfil pequeño)
SOSMAG	<i>Service – Oriented Spacecraft MAGnetometer</i> (magnetómetro especial orientado al servicio)
SSA	<i>Space Situational Awareness</i> (conocimiento de la situación espacial)
SWPC	<i>Space Weather Prediction Center</i> (Centro de Predicción de Meteorología Espacial)
TC	TeleComando
TID	<i>Total Ionizing Dose</i> (dosis ionizante total)
TLE	<i>Two-Line Element</i> (elemento de dos líneas)
TM	TeleMedida
TRL	<i>Technology Readiness Level</i> (nivel de madurez tecnológica)
UHF	<i>Ultra-High Frequency</i> (ultra-alta frecuencia)
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i> (tiempo universal coordinado)
WMM	<i>World Magnetic Model</i> (Modelo Magnético Mundial)

A mis padres, Paco y Asun, y a mi hermana, Verónica

A Marta

No ha sido fácil. No he sido fácil

CAPÍTULO 1. Introducción general

Este trabajo se ha realizado utilizando medidas reales obtenidas del instrumento magnético SM_ACS (Sensor Magnético del Sistema de Control de Actitud) en órbita baja terrestre a bordo del satélite NANOSAT-1B, íntegramente diseñado, desarrollado y operado por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA).

Este instrumento magnético está compuesto por sensores magnéticos comerciales (COTS, *Commercial Off-The-Shelf*) de tecnología AMR (magnetorresistencia anisotrópica).

En el Laboratorio de Magnetismo Espacial del INTA se han elaborado y llevado a cabo todos los procesos de calibración y caracterización magnética, y se ha hecho el seguimiento de la campaña magnética de NANOSAT-1B desde su lanzamiento en 2009 hasta la actualidad. Como el laboratorio en el que se enmarca este trabajo es de reciente creación (2003), tanto las metodologías como las infraestructuras se han desarrollado de forma paralela a las fases de la misión.

Se pretende seguir una línea propia de magnetometría no estándar basada en componentes comerciales a bordo de plataformas españolas con la finalidad de:

- **Estudiar la viabilidad de uso de sensores magnéticos COTS miniaturizados para aplicaciones espaciales, reduciendo considerablemente la masa y volumen, el coste y el tiempo de desarrollo de los instrumentos magnéticos en un satélite de demostración tecnológica** (Díaz-Michelena et al., 2007).

En este marco, el enfoque que se pretende en esta investigación es la utilización en espacio de componentes COTS, que es totalmente innovadora porque, aunque se han empleado sensores de este tipo en cubesats¹ universitarios (cubesat XI (Tokio, COSPAR ID 2003-031J, Tsuda et al., 2001); cubesat E-ST@R (Turín, COSPAR ID 2012-006C, Fanchini & Gagliostro, 2011); cubesat TRAILBLAZER (Albuquerque, COSPAR ID 2013-064W, Kief et al., 2011); etc.), no se ha hecho en ningún caso un seguimiento exhaustivo de su funcionamiento como se hace en este trabajo. El interés en este tipo

¹ Los cubesats son microsátélites compuestos de módulos pequeños en forma de cubos, de 10 cm de lado y no más de 1.33 kg de masa cada unidad, según las especificaciones estándar para el diseño de CubeSats definidas por los profesores Puig-Suari y Twiggs en 1999 (CubeSat Design Specification, The CubeSat Program, Cal Poly SLO, Rev. 12, 2009)

de componentes y su viabilidad serán descritos más adelante, justificándose la motivación de su uso específicamente para sensores magnéticos COTS (Michelena et al., 2010).

Esta apuesta por los COTS comienza con NANOSAT-01, predecesor de NANOSAT-1B. Los COTS ofrecen la posibilidad de tener componentes de última generación a bordo, de funcionalidad muy completa, cortos tiempos de entrega y muy económicos. Pero también pueden presentar algunos inconvenientes: al contrario que los componentes con categorías superiores (militares, tolerantes o robustos frente a radiación (“*rad-tol*”, “*rad-hard*”)), el uso de COTS obliga a realizar intensas pruebas previas de calificación y cribado (selección). Los únicos componentes comerciales COTS en el instrumento magnético SM_ACS son los propios sensores magnéticos; el resto del acondicionamiento es resistente a la radiación. De esta manera se puede evaluar su comportamiento a través de una continua monitorización del funcionamiento del sistema.

- **Calibrar sensores magnéticos embarcados, de manera que aporten datos útiles para la plataforma** (en este caso, al estar dentro del sistema de control de actitud, para la determinación de la orientación de NANOSAT-1B) **y para otras aplicaciones científico-técnicas** (como la detección de eventos solares, de utilidad para la alerta temprana y para el estudio científico del entorno Sol – Tierra).

Las calibraciones en tierra y en vuelo deben servir para afinar las capacidades de los instrumentos magnéticos de manera que puedan dar una respuesta adecuada de acuerdo con los objetivos para los que fueron diseñados. Más aún, si la calibración es suficientemente buena, la funcionalidad de los magnetómetros puede ampliarse: en el caso del SM_ACS de NANOSAT-1B, este instrumento fue diseñado para dar soporte al sistema de control de actitud (ACS); sin embargo, se tratará de demostrar en este trabajo que sus capacidades son suficientes para poder realizar tareas de observación magnética con una resolución mayor que la requerida para las especificaciones del ACS.

- **Todo esto conlleva el desarrollo de una metodología de calibración, en tierra y en vuelo, de los sensores magnéticos embarcados, y la adecuación de la instrumentación para optimizar dichos procesos en el marco de la creación de una instalación de servicio en tecnologías magnéticas para el INTA.**

Existe una extensa literatura acerca de la magnetometría en órbita, la calibración magnética o el tratamiento de datos (“*data mining*”). Pero dado el enfoque del instrumento magnético SM_ACS de NANOSAT-1B, su desarrollo y pruebas se enfrentan a situaciones no habituales, con lo que se debe crear una metodología nueva que sirva para nuestros fines. Concretamente en España no hay actividad anterior en este campo, por lo que la instalación y la metodología constituyen una innovación a nivel nacional. Algunas de las constricciones más relevantes con las que se encuentra esta labor son:

- En cuanto a la metodología y las instalaciones, las propias infraestructuras e instrumental se han adquirido a medida que el *know-how* del laboratorio ha

aumentado: se aprende su manejo y se adapta a las necesidades específicas. De igual manera con los métodos y las técnicas de calibración, caracterización y análisis.

- En cuanto a la plataforma del satélite, el instrumento magnético no fue colocado en un entorno magnéticamente limpio (alejado del cuerpo del satélite), sino en el interior del propio cuerpo principal. No fue acompañado de sistemas de apoyo certificados que combinaran las ventajas de los sensores magnéticos escalares absolutos con los vectoriales, o aportaran medidas de la rotación y permitieran una óptima calibración en vuelo (giróscopos, *star trackers*, etc.)². Tampoco cuenta con prioridad para el acceso a la potencia en vuelo, por lo que su capacidad para medir está limitada a ciertos espacios de tiempo.

Además de adaptar las técnicas a las necesidades específicas del instrumento magnético de NANOSAT-1B, también se han evolucionado las propias instalaciones y las metodologías de forma global, de manera que el Laboratorio de Magnetismo Espacial del INTA esté en la dirección de alcanzar los requisitos de un laboratorio de referencia.

Aparte del valor educacional, este trabajo es de utilidad en varios sectores, como la meteorología espacial o la seguridad, lo que hace que este estudio sea de interés general. Se ha contado en ocasiones con la colaboración de diversos equipos, como las dotaciones técnicas de los laboratorios de caracterización (térmica, vibración, vacío...), de los equipos de electrónica y talleres, o del Centro de Misión (envío y recepción de telecomandos y telemidas, vigilancia del satélite...). Además se subraya la condición multidisciplinar de este trabajo, lo que enriquece la experiencia y mejora el saber hacer de todos los involucrados. Por tanto, no me atribuyo el mérito de todo el trabajo realizado, sino de la calibración de los sensores, de los desarrollos de la metodología para el análisis magnético de los mismos y de la interpretación de los resultados.

En este Capítulo 1 se exponen los objetivos generales, se describen algunas misiones espaciales magnéticas (de observación y de demostración tecnológica, siendo un caso particular las misiones del INTA) y los sensores magnéticos utilizados más comúnmente en espacio y se explica el interés en las órbitas bajas (la franja del espacio entre los 200 y 2000 km de altitud) y las dificultades habituales en esta región. También se muestran las características principales del marco de trabajo de este estudio: el satélite NANOSAT-1B.

Dado que este trabajo comprende la concepción y evolución de la metodología y el análisis de los resultados, el trabajo científico – técnico se ha estructurado de la siguiente manera:

- Un Capítulo 2, donde se expone la metodología de calibración en tierra desarrollada y los resultados obtenidos,

² Existen a bordo otro sensor magnético (el AMI, basado en magnetoimpedancia anisotrópica) y un sensor solar para aportar información sobre la actitud (VectorSol), pero ambos son instrumentos experimentales, no de referencia, y no se desarrollaron protocolos de actuación conjunta. Se ha decidido no tenerlos en cuenta en este trabajo.

- Un Capítulo 3 en el que se detalla la metodología de calibración en órbita y los resultados (ambos capítulos van introducidos por un estado del arte y finalizados con una discusión de los resultados obtenidos), y
- Un Capítulo 4 en el que se desarrolla una breve discusión acerca de los resultados obtenidos y las derivaciones que pueden deducirse de los mismos, y
- Un Capítulo 5 para finalizar, donde se recogen las conclusiones y se proponen algunas líneas de trabajo futuro.

Este trabajo se completa con los apéndices que apoyan y explican algunos de los conceptos tratados, y donde se recopilan los parámetros orbitales, monitorizados durante los años del estudio, o los resultados de la calibración desarrollada en órbita.

Finalmente, para terminar se exponen las referencias a las fuentes consultadas para la realización de este trabajo, así como las publicaciones y las aportaciones a congresos en las que he participado, tanto como primer autor como parte del equipo (algo habitual en entornos de naturaleza principalmente tecnológica, como es el INTA).

Sección 1.1. Objetivos generales

Se trabaja con el instrumento magnético SM_ACS basado en magnetómetros COTS de tecnología AMR (magnetorresistencia anisotrópica), a bordo del satélite de demostración NANOSAT-1B, en servicio del sistema de control de actitud. Dicho instrumento magnético se encuentra con algunos inconvenientes para la medición magnética de precisión, dado que no fue diseñado para funciones experimentales y científicas sino de plataforma.

Con esta situación, y recordando el objetivo último de este trabajo de seguir una línea propia de magnetometría no estándar (basada en componentes COTS) a bordo de plataformas españolas, se definen de forma más concreta los siguientes objetivos generales, que se listan a continuación en el orden en el que se van acometiendo a lo largo del trabajo:

- 1) Realizar una calibración magnética en tierra del instrumento que alcance los requisitos necesarios para un correcto funcionamiento en órbita baja terrestre.**
- 2) Mejorar los métodos experimentales y las instalaciones magnéticas utilizadas para la calibración en tierra.**
- 3) Desarrollar métodos para alcanzar una calibración en órbita de precisión para el SM_ACS de NANOSAT-1B.**
- 4) Validar en entorno espacial las tecnologías comerciales (COTS) embarcadas, los sensores AMR, de manera que alcancen un nivel de madurez tecnológica suficiente como para ser considerados habilitados para espacio.**
- 5) Detectar fenómenos de meteorología espacial en el entorno Sol-Tierra que puedan servir para la alerta y la prevención y para el estudio científico.**

Serán presentadas las técnicas experimentales utilizadas tanto para calibrar sistemas magnéticos que van a ser utilizados en misiones en órbita baja terrestre, como para el tratamiento de datos obtenido de tales sistemas.

Sección 1.2. Motivación del uso de COTS

- 1.2.1 – Ventajas del uso de COTS
 - 1.2.2 – Aproximación diferente: Motivación
-

Los componentes comerciales, COTS, son aquellos componentes de fabricación en serie con unos requisitos de calificación limitados que pueden encontrarse en catálogos comerciales públicos de las empresas fabricantes. En este trabajo, los componentes COTS serán únicamente los propios magnetómetros, basados en tecnologías de AMR (magnetorresistencia anisotrópica) y GMR (magnetorresistencia gigante, en el picosatélite OPTOS).

Dadas las dificultades técnicas y presupuestarias que se encuentran para acondicionar de manera óptima un instrumento magnético en una misión espacial, se refuerza el interés en conseguir que un sistema magnético de plataforma (y no experimental) pueda refinar sus capacidades hasta obtener resultados útiles para la ciencia y para la sociedad en general.

1.2.1. Ventajas del uso de COTS

Habitualmente se han utilizado componentes de alta calificación, *rad-hard* (*radiation hardened*, endurecidos frente a radiación) o militares, que presentan altas garantías para la inversión, dadas sus características robustas de diseño específico, por lo general con un sobre-dimensionamiento de las medidas de protección.

Sin embargo, introducir COTS en los dispositivos espaciales reporta una serie de ventajas:

- **Económicas:** el uso de COTS en lugar de componentes clasificados como “*rad-tol*” (resistentes a la radiación) o militares puede llegar a suponer un ahorro presupuestario de uno o dos órdenes de magnitud, respectivamente, lo cual los hace más atractivos para un mercado más amplio (Woellert et al., 2011).
- Con respecto a la **continuidad de fabricación:** la producción a medida de unos componentes muy especializados puede ser muy adecuada en unos momentos determinados de la investigación espacial, pero no en otros. Utilizar modelos *ad hoc* supone el riesgo de estar trabajando con tecnologías obsoletas, mientras que la

situación de los COTS en el mercado abierto les hace estar sujetos a la propia ley de la oferta y la demanda, de la competencia, y por lo tanto se encuentran siempre en la vanguardia del desarrollo tecnológico con el fin de ser atractivos para el comprador.

- De **ahorro de tiempo**: la disponibilidad de esos mismos componentes *ad hoc* está sujeta a una serie de procesos complejos, tales como el diseño, la aprobación, la construcción o la distribución, que hacen que su accesibilidad esté muy limitada, pudiendo retrasar gravemente una misión. En el caso de los COTS, estos procesos están limitados a lo mínimo necesario para cumplir con los requisitos de calidad de la marca, protocolo habitual en la fabricación en cadena, con lo que la disponibilidad de los COTS es normalmente mucho más directa y rápida (Underwood et al., 2001).
- De **fiabilidad y actualización**: estar al alcance de un público mayor, tanto por el precio como por la accesibilidad, hace de los COTS unos componentes tecnológicos mucho más puestos a prueba que los componentes restringidos: existen más equipos de investigación y desarrollo utilizándolos y aportando retroalimentación al fabricante. A lo largo del tiempo, esto provoca que la fabricación de COTS se vaya refinando y se vayan solucionando problemas de funcionamiento de las versiones anteriores.
- Con respecto a la **funcionalidad**: la misma popularización de estos componentes y la propia ley de la oferta y la demanda hacen posible encontrar componentes con una funcionalidad más versátil, ampliando su utilidad a campos alternativos, adicionales a la funcionalidad requerida (Pignol, 2010).
- Con respecto a su **accesibilidad comercial**: no se deben subestimar algunas restricciones comerciales impuestas por algunos gobiernos, como la estadounidense ITAR (*International Traffic in Arms Regulation*) que limita la compra-venta de componentes susceptibles de poderse utilizar en armamento. Los componentes COTS no están sujetos a este tipo de reglas (Govier, 2014).

1.2.2. Aproximación diferente: Motivación

El uso de magnetómetros en órbita (apoyándose en observatorios terrestres) ha servido para mapear y modelar el campo geomagnético con una gran precisión. Además, las aplicaciones magnéticas en órbita en relación a la detección de fenómenos de meteorología espacial, al control de actitud o a otras, revelan la importancia de los instrumentos magnéticos en la exploración (y explotación) espacial; una mayor precisión y robustez de los mismos se hacen necesarias cada vez más.

Sin embargo, esta escalada en las necesidades de alcanzar mejores prestaciones también está limitando el acceso a la tecnología y a la exploración espacial a unos pocos agentes en todo el mundo. Una aproximación de bajo coste y rápida disponibilidad, tal como la que ofrecen los componentes COTS, soluciona este problema: se equilibra el desarrollo de las tecnologías con la accesibilidad de más grupos de investigación a las mismas, aun cuando la falta de calificación implicara la aplicación de procesos de selección como los descritos antes.

También las principales agencias espaciales están sufriendo importantes reducciones en sus presupuestos, por lo que ya están comenzando a estudiar este campo. Por ejemplo, la Agencia Espacial Europea (ESA) está organizando desde 2008 el programa SSA (*Space Situational Awareness*) para tener acceso a la situación actual en cuanto a entorno y meteorología espacial, y posibles peligros para infraestructuras en órbita. Tratará de monitorizar objetos en la órbita terrestre, recabar datos sobre meteorología espacial y vigilar NEOs (objetos cercanos a la Tierra).

FIGURA 1.1 – Prototipo del boom de despliegue de dos magnetómetros fluxgate (en verde) en el instrumento SOSMAG (Service Oriented Spacecraft Magnetometer, ESA) (Imagen: http://www.esep.pro/sites/esep/IMG/pdf/esep3_ssa_swe_instrument_required_2014may27_ah2_2.pdf, febrero 2015)



Para ello se valdrá de diversos dispositivos entre los que se encuentran algunos tipos de magnetómetros vectoriales triaxiales: el MAGIE danés, el MRMAG inglés, o el SWEMAG alemán.

Por otro lado, a pesar de que cuando el INTA comenzó su investigación sobre la idoneidad de utilizar COTS para vuelo a bordo de plataformas sin limpieza magnética, esta idea fue rechazada por la comunidad científica, actualmente existen proyectos en el marco de la ESA en los que se contempla el uso de COTS para satélites de propósito general. Un ejemplo es el magnetómetro SOSMAG (*Service Oriented Spacecraft Magnetometer*, ESA, FIGURA 1.1) (Leitner et al., 2015), aún en periodo de desarrollo. Se valdrá de magnetómetros AMR colocados en el interior del cuerpo para caracterizar dinámicamente las perturbaciones magnéticas del satélite, incluyendo magnetómetros *fluxgate* en un boom de 1 m para las medidas científicas de campo magnético externo.

La fabricación de *cubesats* y otros pequeños satélites comienza a ser una alternativa realista y factible, en contraposición a las grandes y pesadas misiones espaciales habituales: la miniaturización de la electrónica ha permitido que pequeños equipos de investigación puedan desarrollar plataformas tecnológicas o científicas y encuentren una posibilidad de acceso a ponerlas en funcionamiento en vuelo espacial. Además de los *cubesats* universitarios, se cuenta con otros muchos ejemplos: OSSI (*Open Source Satellite Initiative*, COSPAR ID: 2013-015B), Delfi-C3 (COSPAR ID 2008-021G), los once *cubesats* enviados en la misión NROL-36 (*National Reconnaissance Office Launch*, COSPAR ID: 2012-048A) o el propio satélite OPTOS (INTA, España). Todos ellos son ejemplos de cómo los pequeños satélites comienzan a ser capaces de aportar el servicio suficiente para las necesidades actuales: exploración científica, monitorización de fenómenos espaciales, telecomunicaciones, o incluso fines militares.

Así pues, al respecto de los componentes COTS en el SM_ACS de NANOSAT-1B, el estudio de las medidas magnéticas que se presentará en este trabajo determinará si se pueden validar sus capacidades en entorno espacial. De ser así, será posible utilizar los sensores AMR en entornos de trabajo magnéticamente desfavorables (ausencia de limpieza magnética, etc.) y ampliar el uso de plataformas baratas que puedan funcionar en red (en “constelación”) para la detección y prevención de fenómenos solares. Además, se aporta un valor educativo

extendiendo este tipo de iniciativa a universidades, empresas y pequeños equipos de investigación.

Sección 1.3. Estado del arte

- 1.3.1. Misiones espaciales de interés magnético
 - A) Misiones científicas
 - B) Misiones de demostración tecnológica
 - 1.3.2. Sensores magnéticos para espacio
 - A) Clasificación de sensores magnéticos
 - B) Sensores magnéticos escalares
 - C) Sensores magnéticos vectoriales
 - 1.3.3. Interés humano en la órbita baja terrestre
 - A) Inconvenientes en órbita baja terrestre
-

El enfoque eminentemente práctico y tecnológico de este trabajo, centrado en la misión NANOSAT-1B requiere conocer qué otras **misiones espaciales** han tenido desarrollos **de interés científico magnético**.

Como referencia, se reúne en esta sección un breve compendio de algunas de las misiones científicas de interés magnético más relevantes, haciendo hincapié en sus capacidades y fortalezas, así como en los recursos tecnológicos dedicados a la medición magnética. Se incluyen también algunas misiones de demostración tecnológica similares a NANOSAT-1B. Los datos referentes a cada satélite, especialmente sus elementos orbitales, han sido obtenidos a través de sus códigos reconocidos internacionalmente³.

Los **sensores magnéticos** que pueden seleccionarse para aplicaciones espaciales serán aquellos que sean capaces de medir en los rangos de campo magnético esperable para cada misión, dadas las condiciones de vuelo: regiones, épocas, meteorología espacial, niveles de radiación, entorno magnético del satélite, etc. Además se tendrán en cuenta los factores críticos que acompañan a todas las misiones espaciales: el volumen, la masa y la potencia.

No existe una única tecnología que reúna las mejores condiciones para todas las situaciones; así pues, dependiendo del objetivo de los magnetómetros en cada misión y de los recursos con los que se cuente para dar soporte, se seleccionarán unos tipos u otros. Se explica en esta sección las características de las principales tecnologías de detección magnética (Lenz,

³ NORAD (*North American Aerospace Defense Command*, Mando Norteamericano de Defensa Aeroespacial) o COSPAR (*Committee on Space Research*, Comité de Investigación Espacial).

1990; Lenz & Edelstein, 2006; Macintyre, 1999; Ripka, 2001), también los sensores magnéticos AMR del instrumento SM_ACS de NANOSAT-1B (Díaz-Michelena, 2009).

NANOSAT-1B se encuentra volando en lo que se denomina una **Órbita Baja Terrestre** (LEO, *Low Earth Orbit*). Por esta razón, es conveniente conocer ese entorno. Las órbitas bajas terrestres han sido utilizadas y analizadas intensivamente durante décadas, por lo que la cantidad de literatura al respecto es ingente.

1.3.1. Misiones espaciales de interés magnético

Recopilamos a continuación la información de las misiones espaciales de interés magnético más sobresalientes: las que tenían como objetivo la medición magnética, las que aportan datos del entorno Sol – Tierra que puedan ayudarnos a conocer mejor la meteorología espacial y el comportamiento de la magnetosfera, y las que sirven de demostradores tecnológicos.

A) Misiones científicas

A.1. EXPLORER-1 y EXPLORER-3

El EXPLORER-1 (*TABLA 1.1*) (Von Braun, 1958; Dubin, 1960; McDonald & Naugle, 2011) fue el primer satélite estadounidense en órbita, tras el fallo de la misión VANGUARD (diciembre de 1957). Junto con el Sputnik ruso (1957), comenzaba la exploración científica espacial. La misión estaba dirigida por James Van Allen. Estaba equipado con un contador Geiger para detectar radiación de alta energía, gracias a lo cual se pudieron descubrir los cinturones de radiación alrededor de la Tierra.

El EXPLORER-2 tuvo un fallo en su inserción en órbita y se perdió, pero el EXPLORER-3 (*TABLA 1.1, FIGURA 1.2.a*) lo consiguió, llevando consigo capacidad para registrar datos en cinta magnética. Con esto se pudo comprobar cómo el contador Geiger se saturaba rápidamente a determinadas altitudes y confirmar la teoría de los cinturones de radiación atrapados por el campo geomagnético.

A.2. MAGSAT

El satélite MAGSAT (*Magnetic Field Satellite*) (*TABLA 1.1, FIGURA 1.2.b*) se hallaba dentro del programa Explorer, (conocido también como EXPLORER 61 o AEM-3). En órbita heliosíncrona, su objetivo principal era tomar datos del campo geomagnético en zonas cercanas a la superficie terrestre y estudiar las anomalías magnéticas de la corteza (Coles et al., 1982; Ivers et al., 2000). Contaba con dos magnetómetros desplegados en un mástil: uno escalar y otro vectorial. Para evitar interferencias, sólo uno de los dos magnetómetros debía ser activado cada vez.

El magnetómetro escalar tenía dos celdas duales basadas en sensores de vapor de cesio cuya frecuencia de salida era proporcional al campo magnético total. Tenía una precisión de entre 0.5 y 1.0 nT en un rango de entre 15000 y 64000 nT para el mapeo del campo geomagnético. El magnetómetro vectorial consistía en tres *fluxgate* uniaxiales alineados en ejes ortogonales que funcionaban simultáneamente con una precisión superior a 1 nT y una precisión absoluta mejor que 6 nT RMS al referenciarlo a un sistema de coordenadas geocéntricas. Su rango de medida era de ± 64000 nT.

Se recopilaban muchos datos de campo magnético terrestre total y sus componentes X, Y, Z, así como estudios de las anomalías y sus efectos en la orientación del campo, medidas con y sin ajustes de actitud, trabajos sobre la solución al modelo terrestre del dipolo equivalente, etc. Se ayudó a explicar la disminución del campo magnético de la Tierra y a modelar el campo geomagnético y el estudio de sus fuentes (Purucker et al., 1999).

A.3. ASTRID

ASTRID-1 (TABLA 1.1) tenía como objetivo la observación de la aurora terrestre y la emisión de partículas Lyman-alfa desde la geocorona. Los sistemas de determinación de la actitud de ASTRID-1 constaban de un sensor solar analógico y dos magnetómetros *fluxgate* biaxiales. En marzo de 1995, debido a un fallo eléctrico, ASTRID-1 finalizó su misión, aunque se mantuvo en órbita como plataforma de pruebas para varios algoritmos y comunicaciones *store-and-forward*, hasta que en septiembre se provocó su reentrada en la atmósfera.

ASTRID-2 (TABLA 1.1, FIGURA 1.2.c) fue utilizado para explorar los campos eléctricos y magnéticos en la alta ionosfera y para medir la densidad de electrones y de partículas neutras y cargadas (carga útil EMMA). Contaba con varias cargas útiles, entre las que tenemos un magnetómetro triaxial digital *fluxgate*, compensado en cada eje, colocado al final de un boom de 3.3 m, utilizando sensores en anillo con núcleo (*ring-core*). En vez de un procesamiento de señal analógica, la señal es muestreada procesada directamente después del amplificador. Los datos del magnetómetro fueron desligados ("*despun*") del resto del satélite, asociándolos a un sistema de referencia inercial y derivando de ahí la orientación del satélite.

Se estudia el magnetismo de los propios satélites: las perturbaciones en la actitud creadas por los momentos magnéticos intrínsecos del satélite son bastante notables, pudiendo generar torques que afectan al *spin*. La limpieza magnética es muy importante también para satélites pequeños. Se demuestra además la robustez y buen funcionamiento de un magnetómetro *fluxgate*. Se reduce también la necesidad de ajustes manuales de la electrónica y el tiempo de manufactura y testado del sistema (Grahn & Rathsmann, 1995; Pedersen et al., 1999).

A.4. SOHO

El SOHO (*Solar and Heliospheric Observatory*) (TABLA 1.1, FIGURA 1.2.d) (Domingo et al., 1995; Bamert et al., 2002; Ko et al., 2002; Teriaca et al., 2003) es un proyecto de cooperación internacional para estudiar el Sol, desde su interior hasta su corona exterior, y el viento solar.

Sus continuas extensiones del tiempo de vida útil han permitido al SOHO poder observar un ciclo solar de 11 años completo.

Se mueve en torno al punto lagrangiano L1, donde la gravedad combinada de la Tierra y el Sol mantienen al satélite en la misma región, a 1.5 millones de kilómetros de la Tierra, en dirección al Sol, y estabilizado en sus tres ejes para estar siempre enfrentado a él.

Persigue dar respuesta a tres objetivos concretos: cuál es la estructura y dinámica del interior del Sol; por qué existe la corona solar y cómo se mantiene a la extremadamente alta temperatura de 1.000.000 °C; dónde se produce el viento solar y cómo es acelerado.

Para conseguirlo, cuenta con doce instrumentos de medición, entre los que no se encuentra ningún magnetómetro. Sin embargo, su observación de la actividad solar resulta de gran utilidad para la detección de fenómenos de meteorología espacial en órbitas bajas terrestres: imágenes de la zona de convección de una estrella, información detallada y precisa de la estructura de la temperatura, la rotación interna y los flujos de gas, medida de la aceleración del viento solar lento y rápido, identificación de las regiones fuente (magnéticamente “abiertas”) de los polos solares, descubrimiento de nuevos fenómenos, (como ondas corales o tornados solares), monitorización de la irradiancia solar total y de las variaciones en el flujo del ultravioleta-extremo, etc.

TABLA 1.1 – Ficha técnica de los satélites: a) EXPLORER-1 y EXPLORER-3; b) MAGSAT; c) ASTRID-1 y ASTRID-2; d) SOHO

EXPLORER-1			
Operador	JPL - NASA	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	33.1468°
Status	Finalizado (fin baterías)	Long. nodo asc.	334.6171°
Lanzamiento	31 / enero / 1958	Arg. periapsis	311.531°
	Juno-I. Cabo Cañaveral, EEUU	Excentricidad	0.139849
Finalización	23 / mayo / 1958	Semieje mayor	7862.2 km
Masa	13.97 kg	Anomalía media	48.3249°
Potencia	- sin info -	Apoapsis	2515 km
NORAD #	00004	Periapsis	354 km
COSPAR ID	1958-001A	Periodo orbital	114.8 min
EXPLORER-3			
Operador	JPL - NASA	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	33.5°
Status	Finalizado	Long. nodo asc.	- sin info -
Lanzamiento	26 / marzo / 1958	Arg. periapsis	- sin info -
	Cabo Cañaveral, EEUU	Excentricidad	- sin info -
Finalización	27 / junio / 1958	Semieje mayor	- sin info -
Masa	- sin info -	Anomalía media	- sin info -
Potencia	- sin info -	Apoapsis	1739 km
NORAD #	00006	Periapsis	117 km
COSPAR ID	1958-003A	Periodo orbital	103.6 min
MAGSAT			
Operador	NASA, USGS	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	96.82°
Status	Finalizado	Long. nodo asc.	162.3717°
Lanzamiento	30 / octubre / 1979	Arg. periapsis	301.4198°
	Scout. Vandenberg, EEUU	Excentricidad	0.01654
Finalización	11 / junio / 1980	Semieje mayor	- sin info -
Masa	181 kg	Anomalía media	59.7851°
Potencia	- sin info -	Apoapsis	578.4 km
NORAD #	11604	Periapsis	351.9 km
COSPAR ID	1979-094A	Periodo orbital	93.9 min

Continúa:

Continúa:

ASTRID-1			
Operador	Agencia Espacial Sueca	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	82.9289°
Status	Finalizado	Long. nodo asc.	180.0834°
Lanzamiento	24 / enero / 1995	Arg. periapsis	158.40171°
	Cosmos-3M. Plesetsk, Rusia	Excentricidad	0.00411390
Finalización	27 / septiembre / 1995	Semieje mayor	- sin info -
Masa	27 kg	Anomalía media	201.8886°
Potencia	38.50 W. 11.88 W (carga útil)	Apoapsis	1025.35 km
NORAD #	23464	Periapsis	964.79 km
COSPAR ID	1995-002B	Periodo orbital	105.01 min

ASTRID-2			
Operador	Agencia Espacial Sueca	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	82.95°
Status	Finalizado	Long. nodo asc.	227.7431°
Lanzamiento	10 / diciembre / 1998	Arg. periapsis	102.7667°
	Cosmos-3M. Plesetsk, Rusia	Excentricidad	0.00256290
Finalización	24 / julio / 1999	Semieje mayor	- sin info -
Masa	<30 kg	Anomalía media	257.6350°
Potencia	90.00 W. 16.00 W (carga útil)	Apoapsis	1013.68 km
NORAD #	25568	Periapsis	976.29 km
COSPAR ID	1998-072B	Periodo orbital	105.01 min

SOHO			
Operador	ESA - NASA	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador al Sol (en L1)	Inclinación	-
Status	En servicio	Long. nodo asc.	-
Lanzamiento	2 / diciembre / 1995	Arg. periapsis	-
	Atlas-II-AS. Cabo Cañaveral, EEUU	Excentricidad	-
Finalización	-	Semieje mayor	-
Masa	1850 kg	Anomalía media	-
Potencia	- sin info -	Apoapsis	-
NORAD #	23726	Periapsis	-
COSPAR ID	1995-065A	Periodo orbital	1 año terrestre, al Sol (en L1)

A.5. ØRSTED

El satélite ØRSTED (TABLA 1.2, FIGURA 1.2.e) después de casi 15 años en órbita está aún operacional y continúa enviando medidas precisas del campo magnético terrestre. El principal objetivo científico del satélite es mapear el campo geomagnético y recoger datos para determinar los cambios que acontecen en él (Stauning, 2007; Sabaka et al., 2004).

Además de otros instrumentos de importancia (un detector de partículas cargadas y dos receptores GPS), ØRSTED lleva a bordo un magnetómetro Overhauser (OVH), que suministra medidas extremadamente precisas de la intensidad del campo magnético. Está situado al final de un *boom* de 8 m de longitud, con el fin de minimizar las perturbaciones del sistema eléctrico del satélite. Y un magnetómetro vectorial basado en un *fluxgate* con núcleo esférico compacto (*compact spherical core*, CSC), utilizado para medir la intensidad y dirección del campo magnético. Está localizado más cerca del satélite.

Basándose en datos recogidos del ØRSTED, se concluyó que los polos magnéticos de la Tierra se están moviendo, y que la velocidad con que lo hacen se ha estado incrementando durante los últimos años. Esta aparente aceleración indica que los polos terrestres podrían estar en proceso de invertirse.

Las medidas magnéticas tan precisas han suministrado las bases de los modelos IGRF (*International Geomagnetic Reference Field*) y WMM (*World Magnetic Model*), que se utilizan para muchas tareas científicas y técnicas. Además, estas medidas magnéticas tomadas en una alta resolución temporal han posibilitado el mapeo de corrientes eléctricas hacia el espacio y se han usado para estudiar el acoplamiento del viento solar a la magnetosfera terrestre, desarrollar modelos de la geodinamo interna y su variación secular, mapear anomalías magnéticas en la corteza, estimar el flujo de energía geotérmica, etc.

A.6. CHAMP

CHAMP (*CHAllenging Minisatellite Payload*) (TABLA 1.2, FIGURA 1.2.f) (Lühr et al. 2004; Sabaka et al., 2004; Kunagu & Chandrasekhar, 2013; Manoj et al., 2013), de órbita baja, cuasi-polar, es una misión alemana para la investigación geocientífica y atmosférica y el desarrollo de aplicaciones espaciales que contaba con unos elementos de carga útil altamente precisos, multifuncionales y complementarios: un receptor de GPS, un acelerómetro, un retro reflector láser y un medidor digital de deriva de iones.

Como carga útil magnética, llevaba un magnetómetro (MIAS, *Magnetometer Instrument Assembly System*) compuesto por un magnetómetro escalar tipo Overhauser (OVM), dos magnetómetros vectoriales tipo fluxgate (FGM) y dos sensores estelares (ASC) que suministraban información de la actitud. Todos ellos estaban montados en un boom de 4 m. El OVM, montado en un extremo del boom, sirve para dar una medida absoluta y precisa del campo magnético terrestre, con lo que se puede calibrar los FGM; los FGM están situados a 60 cm uno de otro, con lo que además se pueden obtener medidas gradiométricas.

El satélite CHAMP generó por primera vez medidas simultáneas de gravedad y magnetismo durante un periodo de cinco años. Esto permitiría detectar no sólo la variación espacial de ambos, sino también su variabilidad con el tiempo.

Las medidas magnéticas, tratadas adecuadamente (calibradas, seleccionadas, asociadas a órbitas precisas y editadas), se han utilizado en la elaboración de los diversos modelos magnéticos globales (WMM, *World Magnetic Model*) durante el tiempo en que ha permanecido en vuelo, aportando datos de gran valor para afinar los parámetros. Además se han podido modelar el campo de la dinamo de las mareas oceánicas, los sistemas de corrientes magnetosféricas e ionosféricas en los polos o el campo magnético litosférico hasta una resolución de grado 90.

A.7. CLUSTER-II

La misión CLUSTER-II (TABLA 1.2, FIGURA 1.2.g) es el reemplazo de la misión CLUSTER, que falló en el lanzamiento en 1996 (Sahraoui et al., 2003; Mursula et al., 2005; Nemec et al., 2012). Está compuesta por cuatro satélites idénticos (Salsa, Samba, Rumba y Tango) que vuelan en formación tetraédrica, a unas distancias relativas de entre 600 y 20.000 km. El objetivo de la misión CLUSTER es estudiar las estructuras de la magnetosfera a pequeña escala,

además de en tres dimensiones y con la percepción de la variación temporal, observando algunas regiones clave: magnetopausa, regiones polares, magnetocola y zonas aurorales. Puesto que se tienen medidas en cuatro puntos, se pueden obtener datos de cantidades diferenciales espacialmente.

Cada uno de los cuatro satélites lleva un set de once instrumentos idénticos para la medición de las partículas cargadas en el plasma (espectroscopía iónica, distribución de iones y electrones en el plasma, espectrogramas de ondas terrestres de plasma), campo eléctrico y magnético (magnitud y dirección). La carga útil magnética es un magnetómetro *fluxgate*.

Los descubrimientos hallados por la misión CLUSTER-II son sorprendentes y muy abundantes: interacción de la plasmasfera con los cinturones de Van Allen, características de la magnetocola (flujos de alta velocidad), de la reconexión de líneas magnéticas en la magnetosfera (pulsaciones, electrones atrapados, plasma turbulento), de las auroras (fuentes potenciadoras, circuito eléctrico), de la magnetopausa (porosidad, solitones, forma y grosor de la capa de choque), de la magnetosfera (ondas en sus límites, grietas), de las regiones polares (aceleración de partículas), protección vital de la magnetosfera, efectos de los eventos solares (impacto de una CME, tormentas y flujos de alta velocidad dirigidos hacia la Tierra, observación telescópica y microscópica), etc.

A.8. SWARM

La constelación de los tres satélites SWARM (Alfa, Bravo, Charlie) (TABLA 1.2, FIGURA 1.2.h) (Usbeck et al., 2008; Olsen et al., 2013; Sabaka et al., 2013; Olsen et al., 2015) tiene como misión mejorar las medidas geomagnéticas de ØRSTED y CHAMP, para afinar el cálculo de su evolución temporal, profundizando en el conocimiento del interior de la Tierra y en su clima. Dos de los satélites tienen una órbita similar, para permitir medidas en estéreo de efectos similares; el tercer satélite sigue una órbita a mayor altitud. En conjunto, se persiguen los objetivos trabajando sobre medidas multipunto.

Los SWARM siguen un programa de limpieza magnética por debajo de 1 nT, y cuenta con dos instrumentos magnéticos: el VFM (*Vector Field Magnetometer*), basado en un *fluxgate* con núcleo esférico compacto (CSC, como en ØRSTED), y el ASM (*Absolute Scalar Magnetometer*), basado en tecnología de bombeo óptico de helio.

TABLA 1.2 – Ficha técnica de los satélites: a) ØRSTED; b) CHAMP; c) CLUSTER-II; d) SWARM

ØRSTED			
Operador	Ins. Meteorológico Danés	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	96.4781°
Status	En servicio	Long. nodo asc.	74.6052°
Lanzamiento	23 / febrero / 1999	Arg. periapsis	50.8312°
	Delta-II. Vandenberg, EEUU	Excentricidad	0.01449600
Finalización	-	Semieje mayor	- sin info -
Masa	50 kg	Anomalia media	310.5661°
Potencia	- sin info -	Apoapsis	863.04 km
NORAD #	25635	Periapsis	649.34 km
COSPAR ID	1999-0088	Periodo orbital	99.95 min

Continúa:

Continúa:

CHAMP			
Operador	GFZ Potsdam, Alemania	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	87.277°
Status	Finalizado	Long. nodo asc.	144.210°
Lanzamiento	15 / julio / 2000	Arg. periapsis	257.706°
	Cosmos. Plesetsk, Rusia	Excentricidad	0.004001
Finalización	19 / septiembre / 2010	Semieje mayor	6823.287 km
Masa	522 kg	Anomalía media	63.816°
Potencia	150 W. 50 W (carga útil)	Apoapsis	146 km
NORAD #	26405	Periapsis	137 km
COSPAR ID	2000-039B	Periodo orbital	93.55 min
CLUSTER-II – FM6, FM7, FM5, FM8			
Operador	ESA - NASA	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	134.76°, 134.77°, 137.64°, 134.51°
Status	En servicio	Long. nodo asc.	315.7239°, 315.681°, 313.9416°, 317.3988°
Lanzamiento	16 / julio / 2000 (x2) y 9 / agosto / 2000 (x2) Soyuz-Fregat. Baikonur, Kazajistán	Arg. periapsis	127.1737°, 127.1148°, 127.6737°, 131.3337°
Finalización	-	Excentricidad	0.691245, 0.6909262, 0.6926956, 0.7360064
Masa	1200 kg (x4)	Semieje mayor	- sin info - - sin info -
Potencia	- sin info - - sin info -	Anomalía media	359.9922°, 359.9962°, 359.9783°, 0.1109°
NORAD #	26410, 26411 26463, 26464	Apoapsis	116710 km, 116683 km, 116822 km, 120001 km
COSPAR ID	2000-041A, 2000-041B 2000-045A, 2000-045B	Periapsis	16093 km, 16116 km, 15989 km, 12840 km
		Periodo orbital	3256.66 min, 3256.54 min, 3256.95 min, 3257.98 min
SWARM (A, B, C)			
Operador	ESA	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	SWARM A: 87.35° SWARM B: 87.76° SWARM C: 87.35°
Status	En servicio	Long. nodo asc.	SWARM A: X SWARM B: X+1.4° SWARM C: Y
Lanzamiento	22 / noviembre / 2013 Rockot. Plesetsk, Rusia	Arg. periapsis	- sin info -
Finalización	-	Excentricidad	~ 0
Masa	468 kg	Semieje mayor	- sin info -
Potencia	(140+50) W (x3)	Anomalía media	SWARM A: X SWARM B: X+(2-10) s SWARM C: Y
NORAD #	SWARM A: 39452 SWARM B: 39451 SWARM C: 39453	Apoapsis	SWARM A: 457 km SWARM B: 510 km SWARM C: 457 km
COSPAR ID	SWARM A: 2013-067B SWARM B: 2013-067A SWARM C: 2013-067C	Periapsis	SWARM A: 453 km SWARM B: 507 km SWARM C: 453 km
		Periodo orbital	SWARM A: 93.69 min SWARM B: 94.79 min SWARM C: 93.69 min

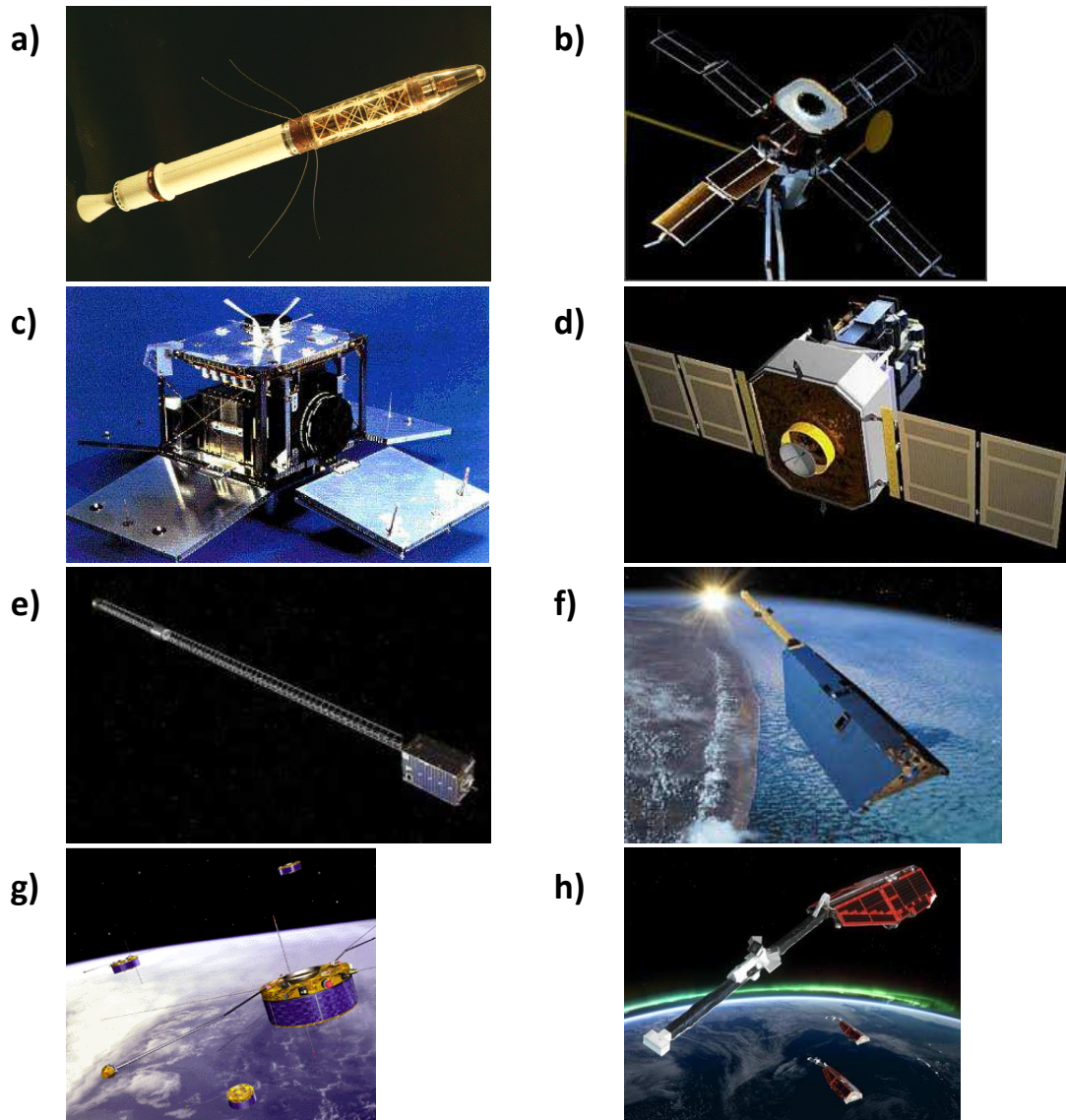


FIGURA 1.2 – a) EXPLORER-1 (NASA, JPL, Jet Propulsion Laboratory). b) MAGSAT (NASA, Smithsonian National Air and Space Museum). c) ASTRID-2 (IRF, Inst. De Física Espacial de Suecia). d) SOHO (ESA, NASA). e) ØRSTED (DTU, Univ. Téc. de Dinamarca). f) CHAMP (GFZ, Centro de Investigación de Geociencias, Alemania). g) CLUSTER-II (ESA). h) SWARM (ESA). (Imágenes: NASA: <http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery>; ESA: <http://www.esa.int/spaceinimages/Images>; IRF: <http://www.irf.se/>; DTU: <http://www.space.dtu.dk/english/Research/Projects/Oersted>; GFZ: <http://op.gfz-potsdam.de/champ/>; consultadas en marzo, 2015)

B) Misiones de demostración tecnológica

B.1. ST5

Los tres microsátélites de la NASA de la constelación ST5 (*FIGURA 1.3.a*) (Purucker et al., 2007) fueron lanzados en 2006 desde la base aérea de Vandenberg (California), y su principal objetivo es demostrar y calificar para vuelo nuevas tecnologías y conceptos de aplicación, tales como componentes de comunicación, propulsión y sistemas de potencia para pequeños satélites, diseños innovadores de antenas, microelectrónica de consumo ultra bajo, control

térmico basado en recubrimientos de emitancia variable, etc. También lleva embarcado un magnetómetro miniaturizado, desplegado en un boom: MAG (*Miniature Fluxgate Magnetometer*), con un rango de 1-64000 nT, y una sensibilidad de 0.1 nT.

B.2. TECHDEMOSAT-1

El TDS-1 (*FIGURA 1.3.b*) (Whyntie & Harrison, 2014; Kingston et al., 2014), de Surrey Satellite Technology Ltd. (SSTL), en colaboración con la industria y la academia, fue lanzado en 2014 y como satélite demostrador da soporte a una serie de experimentos tecnológicos como carga útil: monitores de radiación miniaturizados, un detector compacto de electrones y iones, dispositivos para caracterizar las partículas de alta energía, un receptor de GPS para determinar la rugosidad del mar, etc. En esta ocasión no se cuenta con instrumentación magnética a bordo, pero las tecnologías utilizadas para dar soporte al sistema demostrador si nos pueden aportar información valiosa.

B.3. PROBA

El programa PROBA (*FIGURA 1.3.c*) (Barnsley et al., 2000; Bermyn, 2008; Nichol et al., 2008; Dierckx & Benhadj, 2013) de la ESA está dirigido a la demostración de tecnologías y a la validación de sistemas de operación a bordo de plataformas genéricas y minisatélites. Se encuentran ya en vuelo el PROBA-1 (2001), PROBA-2 (2009) y PROBA-V (2013), y en fase preparación está el PROBA-3 (previsto 2018).

Las tecnologías experimentales a bordo de estos satélites son muy diversas: espectrómetros de alta resolución, monitores de radiación, evaluadores de escombros sub-milimétricos, monitores solares, radiómetros de Lyman-alfa, medidores térmicos de plasma, un espectrómetro detector de vegetación, etc. También se cuenta con magnetómetros: habitualmente *fluxgates* triaxiales, también uno de magnetorresistencia en PROBA-2.

B.4. CUBEBUG

El programa argentino CUBEBUG (*FIGURA 1.3.d*) comprende los satélites CUBEBUG-1 y CUBEBUG-2, lanzados en abril y noviembre de 2013, respectivamente (<http://1.cubebug.org/> y <http://2.cubebug.org/>, webs de los satélites, consultadas en febrero de 2015). Son plataformas de demostración de tipo cubesat (ambos de dos unidades, 2U), de menos de 2 kg de peso cada una, desarrolladas como fuente y hardware abiertos, para su uso en proyectos amateur, proyectos académicos e investigación. Tras el cumplimiento de la misión, la plataforma será utilizada para servicios de radioaficionados. No llevan embarcados magnetómetros, sin embargo, basan una parte importante de su electrónica en componentes comerciales, COTS.

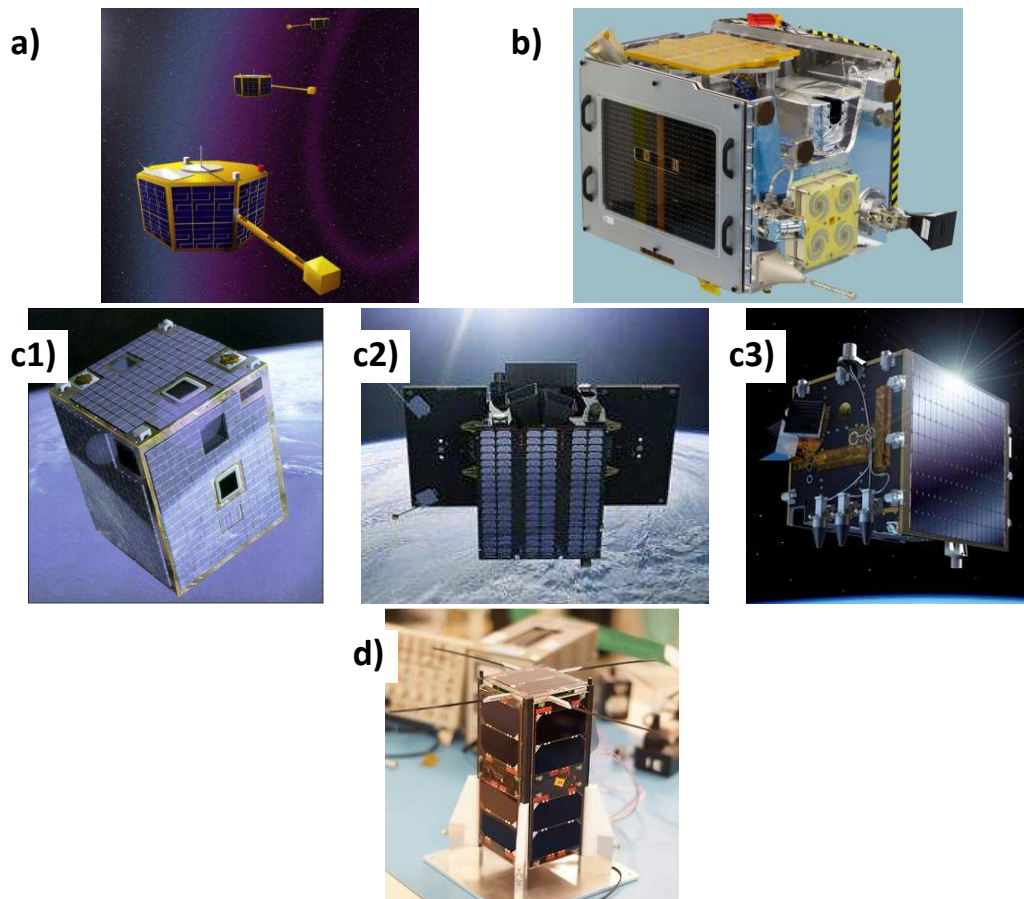


FIGURA 1.3 – a) ST5 (NASA, <http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery>). b) TECHDEMOSAT-1 (SSTL, Surrey, Reino Unido, <http://www.sstl.co.uk/Missions/TechDemoSat-1-Launched-2014>). c) PROBA-1, - 2, - V (ESA, <http://www.esa.int/spaceinimages/Images>). d) CUBEBUG (Satellogic S.A., Argentina, <http://www.satellogic.com/#!technology/c1w2a>).

1.3.2. Sensores magnéticos para espacio

A) Clasificación de sensores magnéticos

Un magnetómetro (o sensor magnético, o gaussímetro) es un dispositivo capaz de medir el campo magnético. Éste puede ser generado por una fuente cualquiera, tanto un imán permanente, como un material magnético imanado, una partícula cargada en movimiento, etc.

Estos instrumentos poseen algunas características físicas que se ven alteradas a causa de los campos magnéticos (cambian su estado de imanación, tienen una transición atómica, se les induce una corriente...); se pueden detectar esas alteraciones mediante la conversión de sus efectos en una señal que, tras un adecuado procesamiento, es cuantificada y analizada.

Sin embargo, en la mayoría de los casos es imposible discriminar cada origen de campo magnético detectado: por el principio de superposición, el efecto de los campos magnéticos de cada fuente se suma, siendo sólo capaces de detectar la resultante. A cambio, se pueden obtener resultados muy fiables y precisos sin contacto físico, lo cual supone una gran ventaja en muchos casos y aplicaciones.

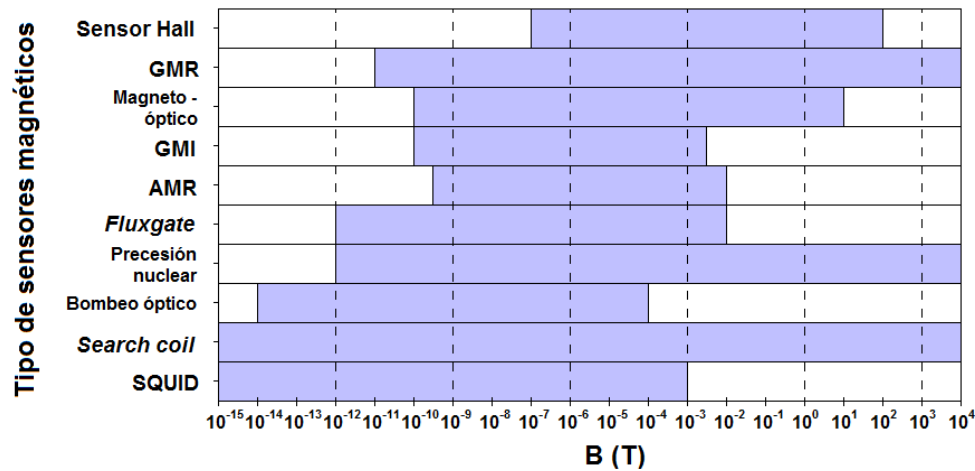


FIGURA 1.4 – Mínimo campo detectable y rango dinámico de varios tipos de sensores magnéticos

Se pueden clasificar los sensores magnéticos de la siguiente manera:

- **Magnetómetros escalares:** detectan únicamente la intensidad del campo magnético. Se muestra el rango de detección de los principales magnetómetros en la FIGURA 1.4.
 - **Magnetómetros absolutos:** son aquellos capaces de determinar la magnitud del campo magnético inequívocamente sin necesidad de una calibración. Además esta determinación se puede hacer incluso en condiciones ambientales cambiantes (temperatura).
- **Magnetómetros vectoriales:** son capaces de detectar la dirección y el sentido del campo magnético, que es una magnitud vectorial, o la componente del campo magnético en una dirección determinada (dependiendo de la orientación).

En las secciones siguientes se explica en detalle en qué consisten algunos sensores magnéticos escalares y vectoriales, tanto los magnetómetros que más frecuentemente han sido embarcados en misiones espaciales, como los sensores más característicos para distintas respuestas físicas al campo magnético (Díaz-Michelena & Mages, 2009).

B) Sensores magnéticos escalares

B.1. Magnetómetro de resonancia: Precesión nuclear

La constante giromagnética relaciona el momento angular (*spin*, \mathbf{L}) del protón con su momento magnético (μ_p) (Hartmann, 1972):

$$\vec{\mu}_p = \gamma_p \cdot \vec{L} \quad (1)$$

Los protones son las partículas con mayor constante giromagnética ($\gamma_p = 2.675 \cdot 10^8$ rad/s), por lo que se suele trabajar con estas partículas para la NMR (*Nuclear Magnetic Resonance*). La excitación se genera con un campo magnético DC, tras lo cual se puede detectar la frecuencia de decaimiento del spin nuclear (Sapunov et al., 2001; Denisov et al., 2006).

El protón se comporta como un giróscopo: al estar inmerso en un campo magnético \mathbf{B} determinado, su polarización magnética reacciona de manera que sus polos sufren una fuerza $\pm \mathbf{m} \cdot \mathbf{B}$ (sentidos opuestos en cada polo), y aparece un torque mecánico $\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\mu}_p \times \mathbf{B}$ que lo hace girar. Usando la segunda Ley de Newton y la descripción del momento angular, donde I es el momento de inercia, tendremos la relación entre la frecuencia y el campo:

$$\frac{d\vec{L}}{dt} = \vec{\tau}, \quad \vec{L} = I \cdot \vec{\omega} \quad (2)$$

$$\omega \cdot L = \gamma_P \cdot L \cdot B \rightarrow f = \frac{\gamma_P}{2\pi} \cdot B \quad (3)$$

Se obtiene que conociendo la frecuencia de precesión del protón, se puede conocer la intensidad de campo magnético que lo provocó, aunque no su orientación.

TABLA 1.3 – Características de algunos magnetómetros de precesión protónica comerciales

	GSM19T (de GEM Systems)	GSM8 (de GEM Systems)
Dimensiones (mm)	170 x 71 Ø	140 x 70 Ø
Masa (kg)	2.2	2.3
Consumo (W)	- sin info -	8
Rango de frecuencia (Hz)	15 - 30000 (-3 dB)	- sin info -
Rango dinámico (nT p-p)	20000 – 120000	20000 – 100000

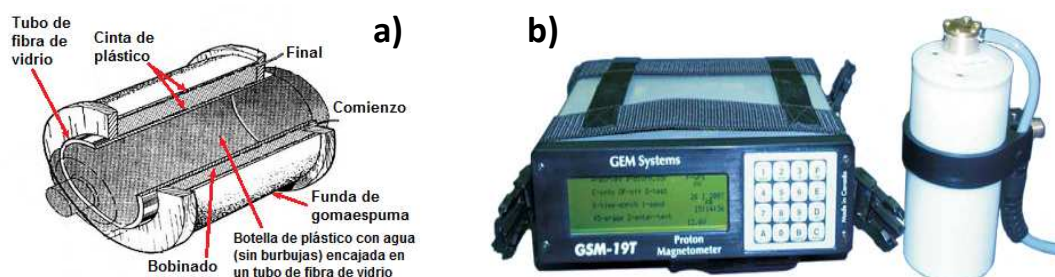


FIGURA 1.5 – Magnetómetro NMR: a) esquema simple (<http://proton-magnetometer.blogspot.com.es/>, marzo 2015); b) modelo GSM19T (<http://www.gemsys.ca/>, marzo 2015)

La forma de explotar este fenómeno consiste en el uso de pequeñas muestras de algún medio rico en protones, preferiblemente líquido para permitir una rotación más libre (p. ej., agua). Se ven algunos ejemplos en la TABLA 1.3 y la FIGURA 1.5.

Al aplicar un campo magnético polarizador a una muestra de agua, una porción de las moléculas se orientarán hacia este campo (no lo harán todas por la propia agitación térmica):

$$\frac{\delta n}{n} \approx \frac{\mu_P \cdot B_P}{kT} \quad (4)$$

que es la proporción entre la energía magnética y la térmica (k es la constante de Boltzmann). La densidad de protones en agua, n , es conocida ($6.64 \cdot 10^{28}$ protones/ m^3), con lo que la imanación resultante queda determinada por el propio campo magnético polarizador:

$$M_0 = n \cdot \frac{\delta n}{n} \cdot \mu_P \quad (5)$$

El campo magnético polarizador es retirado y esta imanación de polarización provoca que las moléculas de agua roten según el campo magnético externo, el que se quiere medir, con frecuencia f . Esto provoca un nuevo campo magnético oscilante, que genera una señal AC que decae exponencialmente (durante unos pocos segundos) y que puede ser recogida por bobinas de recepción, enrolladas en torno a la muestra.

Las bobinas de recepción pueden ser las mismas que las de polarización. La forma de las bobinas puede variar para conseguir evitar problemas de borde o minimizar los efectos de ruido: espiras simples, solenoides, dobles bobinas antiparalelas, etc.

B.2. Magnetómetro de resonancia: Overhauser

El fenómeno análogo a la precesión nuclear con protones para electrones es la resonancia de spin electrónico (ESR, *electron spin resonance*). El magnetómetro de efecto Overhauser, como un magnetómetro de precesión de protones, primero utiliza un campo magnético en frecuencia de radio (RF), en resonancia con el ESR de la muestra, de manera que los electrones son excitados a niveles de energía superiores, que se saturan; estos a su vez transfieren su momento magnético a los protones mediante colisiones, aumentando el efecto de polarización en dos órdenes de magnitud y aportando una señal continua de excitación. Los siguientes pasos son los mismos que en un magnetómetro de precesión protónica normal.

En los magnetómetros Overhauser (Khomutov et al., 2001) se utiliza un líquido rico en protones y radicales libres que tengan electrones no apareados y que puedan responder a la excitación RF. Para una mayor sensibilidad omnidireccional, se hace que la excitación AC sea inhomogénea, de manera que siempre haya protones que reciban un campo polarizador perpendicular al campo magnético externo.

Ocurre que para campos bajos, por debajo de 15000 nT, el ritmo de precesión protónica y la amplitud de la señal inducida se hacen más pequeños. Esto ha de ser tenido en cuenta para aplicaciones en espacio profundo, donde sólo existe el débil campo interplanetario.

Este tipo de magnetómetro se ha embarcado en satélites como el ØRSTED o el CHAMP, para servir de referencia absoluta y poder mapear con alta precisión el campo geomagnético.

B.3. Magnetómetro de resonancia: Bombeo óptico

La excitación en este caso se produce con luz en resonancia con las líneas espectrales de la muestra, lo que produce una señal ESR continua. Se suele utilizar gas del isótopo He^4 y una descarga de alta frecuencia que lleva uno de sus electrones apareados a un nivel energético superior metaestable: esto provoca que haya dos electrones susceptibles de excitación ESR. A partir de este punto, el funcionamiento puede ser aprovechado de igual manera que con un magnetómetro de efecto Overhauser (Tiporlini & Alameh, 2013).

En un modo de medida M_z se aprovecha el nivel de transparencia de la muestra frente a un haz de una frecuencia determinada: los electrones excitados se separan por el efecto Zeeman causado por el campo magnético, obteniendo los tres niveles $m = 0, \pm 1$, con las tres bandas igualmente pobladas. Al hacer pasar una señal en un ancho de banda determinado, los electrones excitados en el nivel $m = 0$ pueden absorberla, hasta el momento en el que su población ha disminuido debido al decaimiento y se vuelve a recuperar la transparencia.

La aplicación de un campo magnético AC resonante de intensidad $B_1 \cos(2\pi\nu_0)$ consigue que los niveles $m = \pm 1$ pasen a $m = 0$, volviendo a tener población suficiente para absorber la señal, hecho detectable mediante un fotorreceptor (disminuye la intensidad recibida). La diferencia de energía entre esos electrones excitados es:

$$\left. \begin{aligned} \Delta E = h\nu_0 &= 2 \cdot \mu_e \cdot B \\ \gamma_e &= 2 \cdot \frac{\mu_e}{h} \end{aligned} \right\} \longrightarrow \nu_0 = \gamma_e \cdot B \quad (6)$$

Siendo h la constante de Planck, μ_e el momento magnético del electrón libre y γ_e la constante giromagnética electrónica, todos ellos constantes conocidas. ν_0 es la frecuencia Larmor, la frecuencia a la que el electrón precesiona alrededor del campo externo B . La determinación de la frecuencia Larmor mediante barridos de frecuencia, según la ecuación (6), se convierte en una medida indirecta del campo magnético externo que buscamos.

Podemos encontrar un magnetómetro de bombeo óptico a bordo de los satélites SWARM: los instrumentos ASM (*Absolute Scalar Magnetometer*) (Leger et al., 2009).

B.4. Magnetómetro de resonancia: Vapor de metales alcalinos

Otra forma de tener electrones preparados para la ESR es trabajar con metales alcalinos en estado gaseoso a una determinada presión parcial. Se suele utilizar otro gas inerte amortiguador y un envase con paredes de estructura electrónica completa para reducir al máximo las colisiones interatómicas: se pretende aprovechar el electrón desapareado de las últimas capas de energía (Gravrand et al., 2001).

TABLA 1.4 – Características de algunos magnetómetros de resonancia nuclear comerciales

	Overhauser GSM19 (de GEM Systems)	Bombeo óptico He ⁴ ASM (a bordo de SWARM)	Bombeo óptico Cs G-822 (de Geometrics)
Dimensiones (mm)	175 x 75Ø	45 x 30 Ø	146 x 60 Ø
Masa (kg)	1.0	- sin info -	0.34
Consumo (W)	- sin info -	- sin info -	24 – 32
Rango dinámico (nT)	10000 - 120000	0 - 300	20000 - 100000
Ruido (pT/VHz)	15 (@1 Hz)	1	0.5

Se suele utilizar el cesio por encima del sodio, el potasio o el rubidio, pues presenta mayor precisión y menor demanda de energía para conseguir el estado gaseoso.

En el satélite de observación magnética OGO-2 (POGO, (1965-1981)) se embarcó un magnetómetro de vapor de rubidio; y en el MAGSAT teníamos otro de vapor de cesio. Se muestran algunos ejemplos comerciales en la TABLA 1.4.

C) Sensores magnéticos vectoriales

C.1. Magnetómetro de inducción

La inducción magnética se describe en la Ley de Faraday – Lenz: la interacción de un campo magnético sobre un circuito eléctrico produciendo una fuerza electromotriz. Matemáticamente se expresa así:

$$V_i = -\frac{d\Phi}{dt} \rightarrow V_i = -\frac{d(NA\mu_0\mu_r(t)H(t))}{dt} \quad (7)$$

$$V_i = -NA\mu_0\mu_r(t)\frac{dH(t)}{dt} - N\mu_0\mu_r(t)H(t)\frac{dA}{dt} - NA\mu_0H(t)\frac{d\mu_r(t)}{dt} \quad (8)$$

siendo V la tensión inducida, N el número de arrollamientos del circuito, Φ el flujo magnético, A la sección del circuito que atraviesa el campo magnético, μ_r la permeabilidad relativa del núcleo, (μ_0 si es en vacío), y H el campo magnético en el núcleo del sensor.

La disposición de los sensores de inducción suele constar de un bobinado que puede estar “en aire” o contar con un núcleo de algún material ferromagnético, que incrementa su sensibilidad. Suelen ser sensores muy estables y lineales (Coillot & Leroy, 2012).

Dependiendo de la magnitud variable que provoca la tensión inducida, se habla de dos tipos de sensores de inducción principales: los de tipo *search coil*, que aprovechan la variación del campo H (primer término de (8)), y los de tipo *fluxgate*, que aprovechan la variación en la permeabilidad relativa del material del núcleo (tercer término de (8)).

La variación de la sección que atraviesa el flujo (segundo término de (8)) es aprovechado en sensores *search coil* rotatorios que no explicaremos en este trabajo, pues no son de utilidad práctica en misiones espaciales, donde se suele evitar cualquier tipo de dispositivo mecánico que implique torsiones, rotaciones y fuerzas de rozamiento.

C.2. Magnetómetro de inducción: *Search coil*

Los magnetómetros *search coil* (SCM) basan su capacidad sensitiva en la detección de la variación del campo magnético (H) (Coillot et al., 2010; Robert et al., 2013). Sirven para detectar campos magnéticos AC. Suelen tener un núcleo de algún material ferromagnético, permeable a las líneas de campo magnético, que sirve de concentrador de estas, amplificando su capacidad de detección y disminuyendo el ruido. Para minimizar el factor desimanador, suelen construirse en una proporción larga y delgada. También pueden estar “en aire”, sin núcleo; suelen tener un radio mucho mayor que su grosor: su sensibilidad aumenta cuanto

mayor es este, pero también el riesgo de vibraciones, provocando variaciones en la sección y, por lo tanto, ruido; por ello han de construirse muy sólidos mecánicamente. En ambos casos, suelen ir acompañadas de una electrónica básica de acondicionamiento que implica un sistema de preamplificación en corriente o en tensión, muy próximo a las bobinas donde se induce la fuerza electromotriz (las bobinas de recepción, o *pickup coils*).

Colocados los SCM en tres ejes ortogonales podemos obtener información de las componentes del campo magnético en tres dimensiones, consiguiendo una información completa de la forma vectorial del mismo (ver FIGURA 1.6).

Se tienen sensores *search coil* a bordo de satélites como el OGO-2 (POGO) o el THEMIS (lanzado en 2007). Se muestra en la TABLA 1.5 algunos ejemplos de este tipo de sensores.

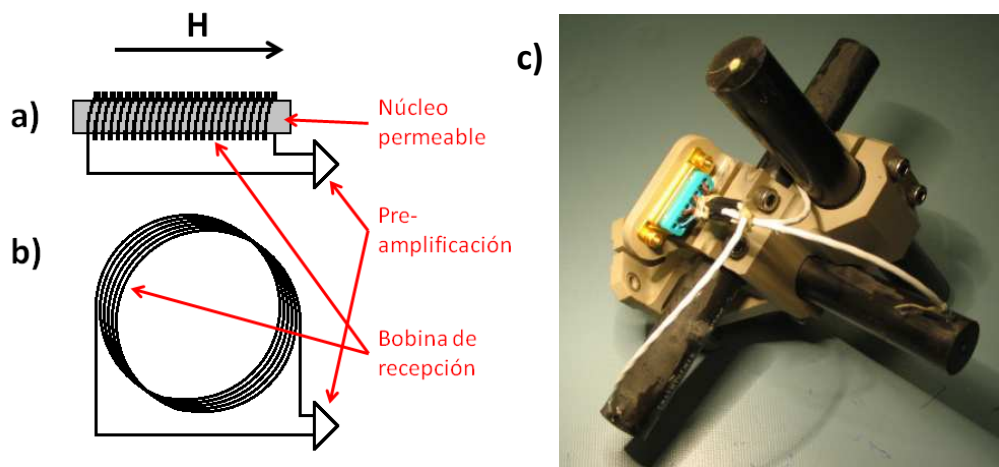


FIGURA 1.6 – Search coil: a) con núcleo permeable; b) en aire; c) SCM triaxial del satélite THEMIS (Roux et al., 2008)

TABLA 1.5 – Características de algunos magnetómetros search coil comerciales

	SCM en aire (cabeza sensitiva del ACM-1, de Meda Inc.)	SCM con núcleo ferromagnético (MGC-3, de Meda Inc.)
Diámetro (m)	0.45	0.044
Longitud (m)	0.025	1.016
Masa (kg)	- sin info -	5.5
Consumo (W)	- sin info -	0.135
Rango de frecuencia (Hz)	20 – 10000 (-3 dB)	0.2 – 1000 (-3 dB)
Rango dinámico (nT p-p)	800	800
Ruido (pT/√Hz)	0.3 (@20 Hz)	0.03 (@30 Hz)
Sensibilidad (mV/nT)	25	25
Precisión (%)	1% (@ todo el rango)	0.5% (@30 Hz)

C.3. Magnetómetro de inducción: *Fluxgate*

Los magnetómetros *fluxgate* (FGM) basan su capacidad sensitiva en la detección de la variación de la permeabilidad magnética relativa, propia de su núcleo ferromagnético, μ_r (Gordon, 1972; Miles et al., 2013). Pueden detectar campos continuos, o alternos de baja frecuencia. La primera componente de la ecuación (8), de efecto de inducción básica, sigue

estando presente, y aunque en algún caso puede causar interferencias, se puede utilizar para calcular la componente alterna del campo.

Consta de una bobina de excitación (“primario”, o *drive coil*) que lleva a saturación magnética a un núcleo de material magnéticamente permeable blando, y lo hace de forma alterna, de manera que el material queda magnéticamente saturado en ambas polaridades opuestas; la amplitud de esta señal, sin distorsión, debe ser suficientemente alta para saturar.

En cada estado de saturación, la permeabilidad del núcleo cambia y el flujo magnético DC asociado al campo externo que se quiere medir resulta modulado; este flujo DC es detectado por inducción en una bobina de recepción (“secundario”, o *pickup coil*), y del estudio de esa modulación de la señal alterna se puede deducir la intensidad del campo magnético observado en la dirección de medida (FIGURA 1.7).

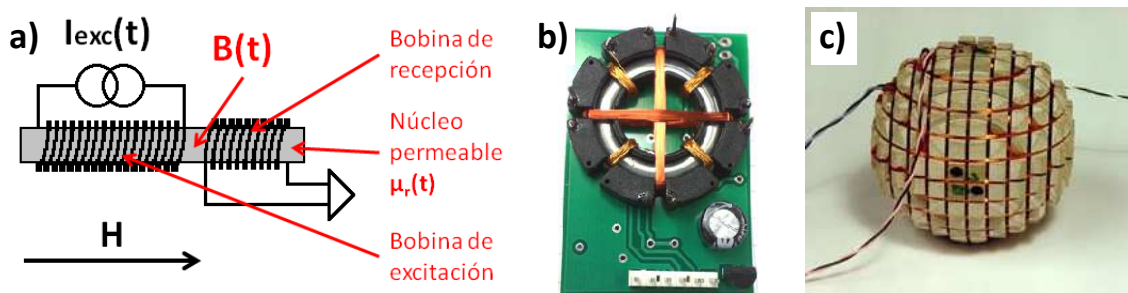


FIGURA 1.7 – Fluxgate: a) Principio básico; b) Biaxial (Autonnic Research Limited, Inglaterra: <http://www.hellotrade.com/autonnic-research/two-axis-magnetometer.html>, febrero 2015); c) Triaxial, Compact Spherical Coil (CSC) embarcado en los satélites ØRSTED y CHAMP (<http://op.gfz-potsdam.de/champ/>, febrero 2015).

Una forma de análisis de la modulación es la que estudia los armónicos pares, pero existen otros métodos no selectivos: detección diferencial de picos, retraso de la fase, medida del tiempo de relajación (tras desactivar la corriente de excitación), método de muestreo, etc.

Por lo general, los materiales elegidos como núcleos deben tener una alta permeabilidad, una baja coercitividad y magnetostricción, su curva de imanación no debe ser cuadrada y no debe tener imperfecciones ni tensiones estructurales internas. Existen FGM de tipo ortogonal, cuyo campo de excitación es perpendicular a la dirección de medida, y de tipo paralelo (con mejores parámetros), cuyo campo de excitación está en la dirección de medida del sensor; se pueden ver diversos diseños en la FIGURA 1.8 y en la FIGURA 1.9.

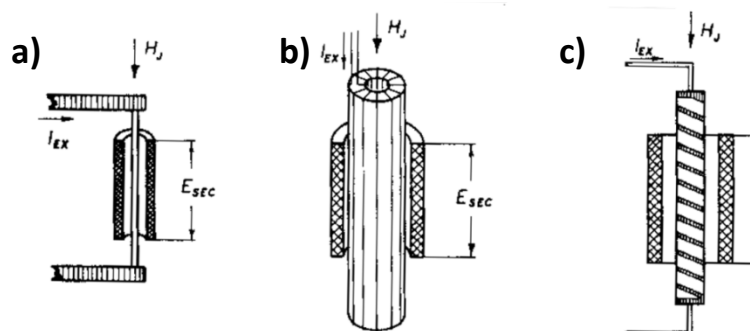


FIGURA 1.8 – FGM tipo ortogonal: a) diseño Alldredge con núcleo de hilo; b) diseño Alldredge con núcleo de tubo; c) diseño Schonstedt con núcleo helicoidal. (Ripka, 2001)

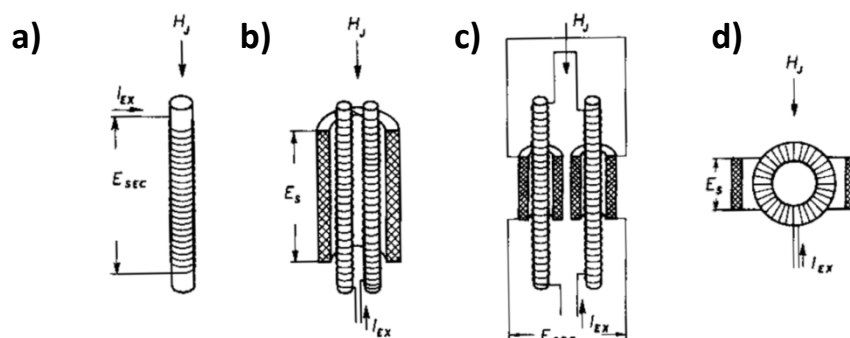


FIGURA 1.9 – FGM tipo paralelo: a) barra única; b) diseño Vacquier de doble barra; c) diseño Förster de doble barra; d) diseño Aschenbrenner y Goubau de núcleo en anillo. (Ripka, 2001)

Son los magnetómetros más utilizados en exploración magnética espacial, encontrándolos a bordo de todas las misiones de relevancia: MAGSAT, ASTRID, ØRSTED, CHAMP, CLUSTER-II, THEMIS, SWARM... En la TABLA 1.6 se muestran ejemplos de algunos magnetómetros *fluxgate* comerciales.

TABLA 1.6 – Características de algunos magnetómetros *fluxgate* comerciales

	FGM ortogonal – núcleo de hilo (FL1-100, de Stefan Mayer Instruments)	FGM paralelo – núcleo en anillo (<i>ring core</i>) (TAM-1, de Meda Inc.)	FGM paralelo – triaxial (MAG-03MSL70, de Bartington)
Diámetro (m)	0.011	0.048x0.067 (cuad.)	0.032x0.032 (cuad.)
Longitud (m)	0.02	0.119	0.152
Masa (kg)	0.01	0.31	0.16
Consumo (W)	0.36	0.84 – 1.44	0.36
Rango de frecuencia (Hz)	0 – 1000 (–3 dB)	0 – 60	0 – 3000
Rango dinámico (nT p-p)	3 – 100000	±10000	±70000
Ruido (pT/√Hz)	20 (@1 Hz)	<10 (@0-100 Hz)	<6 (@1 Hz)
Sensibilidad (mV/nT)	0.1	0.1	0.143
Precisión (%)	0.5%	1%	0.5%

C.4. Sensores de magnetorresistencia

Los sensores de magnetorresistencia aprovechan la variación de las propiedades eléctricas de un material a causa de un campo magnético. En concreto, en materiales ferromagnéticos encontramos que sus electrones sufren una cierta dispersión (*“scattering”*), dependiendo de la dirección de su *spin* con respecto a la de la imanación del propio material (Nickel, 1995; Jander et al., 2005).

Como resultado de esta dispersión, la resistencia eléctrica del material cambia, con lo que se puede detectar la diferencia en la caída del potencial; dado que la imanación del material depende del campo magnético existente, podemos establecer una relación entre el efecto del cambio en la resistencia eléctrica y el campo magnético que lo ha provocado.

A continuación se describe el sensor de magnetorresistencia anisótropa (AMR) (el utilizado en el SM_ACS de NANOSAT-1B), con cambios en la resistencia de hasta un 5%, y el sensor de

magnetorresistencia gigante (GMR), con cambios en la resistencia de hasta un 50%. Existen otros efectos magnetorresistivos que aún no son utilizados para entorno espacial: la magnetorresistencia colosal (CMR, *Colossal MagnetoResistance*), que utiliza óxidos de perovskita basados en manganeso para conseguir variaciones en la resistencia de hasta el 600%, o la magnetorresistencia túnel (TMR, *Tunneling MagnetoResistance*), basada en el fenómeno cuántico del efecto túnel que ocurre entre dos materiales ferromagnéticos separados por una capa delgada de aislante, con variaciones de hasta el 1%.

C.5. Magnetorresistencia: Magnetómetro AMR

El efecto físico por el que el campo magnético contribuye a variar la resistividad eléctrica en los conductores de estado sólido tiene lugar en materiales ferromagnéticos o ferrimagnéticos, y se aprovecha en forma de películas delgadas (Caruso & Bratland, 1999; Hauser et al., 2003; Freitas et al., 2007; Haji-Sheikh, 2008; He & Shiwa, 2011). Estos materiales tienen una imanación espontánea uniforme, en ausencia de campos aplicados, paralela a la dirección que hace mínima la energía de anisotropía uniaxial (“eje fácil”). Se puede aproximar teóricamente este comportamiento al que encontraríamos en un material magnético monodominio, donde la imanación es uniforme y todos los momentos dipolares rotan al unísono bajo la acción de campos magnéticos externos.

Esta descripción viene desarrollada en el modelo de Stoner-Wohlfarth (Wohlfarth, 1958): dado un sistema de volumen V , constante de anisotropía K_u e imanación de saturación M_s , imanado en una dirección determinada, formando un ángulo φ con el campo externo y un ángulo $(\varphi - \theta)$ con el eje fácil (FIGURA 1.10), la relación de su energía será la siguiente:

$$E = K_u V \sin^2(\varphi - \theta) - \mu_0 M_s V H \cos\varphi \quad (9)$$

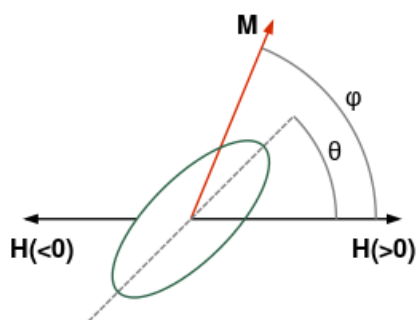


FIGURA 1.10 – Orientación del campo magnético y la imanación respecto del eje fácil en un material AMR

La primera componente corresponde a la energía de anisotropía y la segunda a la energía de acoplamiento con el campo magnético externo, o energía Zeeman. Se puede observar que, en ausencia de campo externo ($H=0$), la forma de hacerla mínima es que el ángulo entre la imanación y el eje fácil sea nulo.

La forma del ciclo de histéresis de un sistema AMR tiene una gran dependencia con el ángulo θ . Cuando $\theta=0^\circ$, el ciclo de histéresis tiene la forma más amplia, lo que significa que hace falta más energía para conseguir la rotación de los dipolos: la imanación comienza paralela al campo y no rota hasta que alcanza una energía suficientemente alta (*switching field*), momento en que lo hace en un solo salto. El caso óptimo para monitorizar los cambios ocurre al aplicar un campo externo H en dirección perpendicular al eje fácil ($\theta=90^\circ$): la curva de histéresis queda reducida a una curva reversible lineal, y la imanación girará un cierto ángulo α

en todo el rango de rotación (180°), de forma continua. Este ángulo α dependerá de la intensidad del campo externo aplicado y se puede deducir de la ecuación (9) ($\alpha = \varphi$).

En cuanto a la dependencia de la resistividad con el ángulo rotado α , se tiene que

$$\rho = \rho_{\perp} + (\rho_{\parallel} - \rho_{\perp})\cos^2\alpha \quad (10)$$

Donde ρ_{\parallel} y ρ_{\perp} son las resistividades para $\alpha=0^\circ$ y $\alpha=90^\circ$, respectivamente. Puesto que habitualmente $\rho_{\perp} > \rho_{\parallel}$, se observa que la resistencia aumenta según se hace rotar más a los dipolos, es decir, según aumenta el campo magnético (FIGURA 1.11).

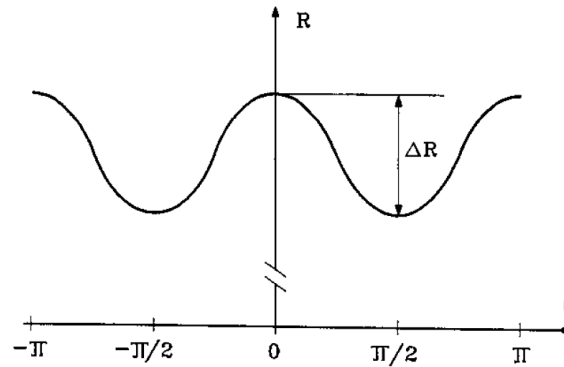


FIGURA 1.11 – Dependencia de la resistencia con el ángulo en magnetómetros AMR (Ripka, 2001)

Y en cuanto a la intensidad del cambio en la resistencia, según la ley de Lorentz, la velocidad de los portadores de carga se ve afectada por los campos magnéticos haciendo disminuir su movilidad, μ , de la siguiente manera:

$$v = \frac{\mu}{1 + (\mu B)^2} (E + \mu E \times B) \quad (11)$$

$$I = vnAq \quad (12)$$

Donde n es la densidad de portadores de carga, A es el área de la sección transversal del conductor y q es la carga de los portadores. La corriente eléctrica es proporcional a la velocidad: disminuirá al aumentar el campo magnético, y por tanto la resistencia aumentará. Como resultado, se puede monitorizar el cambio de la resistencia de nuestro material simplemente midiendo los cambios en tensión, dado un suministro de corriente constante, e inferir a partir de ahí el campo magnético.

Este tipo de sensor tiene mucho interés para nuestro trabajo pues es la tecnología utilizada en el SM_ACS del NANOSAT-1B; también se encuentra presente en otros satélites del INTA, como son el NANOSAT-01 o el OPTOS, o el sensor magnético MOURA del programa MetNet-MEIGA. En el Capítulo 2 se explica más específicamente el funcionamiento del SM_ACS basado en tecnología AMR, su diseño, su disposición geométrica y su calibración. Además, también se utilizan sensores de magnetorresistencia en otros satélites demostradores, como TATIANA-2 (desde 2005, Liu et al., 2012), o CINEMA (desde 2013, Glaser & Vega, 2009).

C.6. Magnetorresistencia: Magnetómetro GMR

La tecnología GMR presenta ventajas en cuanto a alta sensibilidad, velocidad de muestreo, miniaturización y flexibilidad de fabricación (al poderse crecer directamente sobre la superficie de un circuito integrado), y tiene una amplia variedad de valores de resistencia y campos de saturación (Smith & Schneider, 1998; Díaz-Michelena et al., 2008).

El fundamento físico básico es el que se observa en el efecto de válvula de spin: dos capas de metal ferromagnético, separadas por una capa no ferromagnética, donde la imanación de una de las dos está fijada a otra capa adyacente antiferromagnética. El flujo de electrones a través de este conjunto depende de la distribución de los *spins* de los electrones (que podemos considerar aleatoria y por lo tanto con una componente neta de polarización nula), y de la orientación de los momentos magnéticos en las capas ferromagnéticas: si la mayor parte de estos estuvieran alineados hacia arriba ("*spin-up*"), entonces los electrones *spin-up* atravesarán la capa sin experimentar ninguna dificultad por ello, mientras que los electrones alineados hacia abajo ("*spin-down*") se reflejarán y cambiarán a *spin-up*, hasta encontrar un nivel de energía vacío, suponiendo un obstáculo para estos electrones (FIGURA 1.12).

Se observa que si ambas capas están polarizadas en el mismo sentido, la resistencia del dispositivo es mínima, mientras que si las polaridades de las capas son antiparalelas, la resistencia eléctrica es máxima, debido a la energía extra requerida para la conducción.

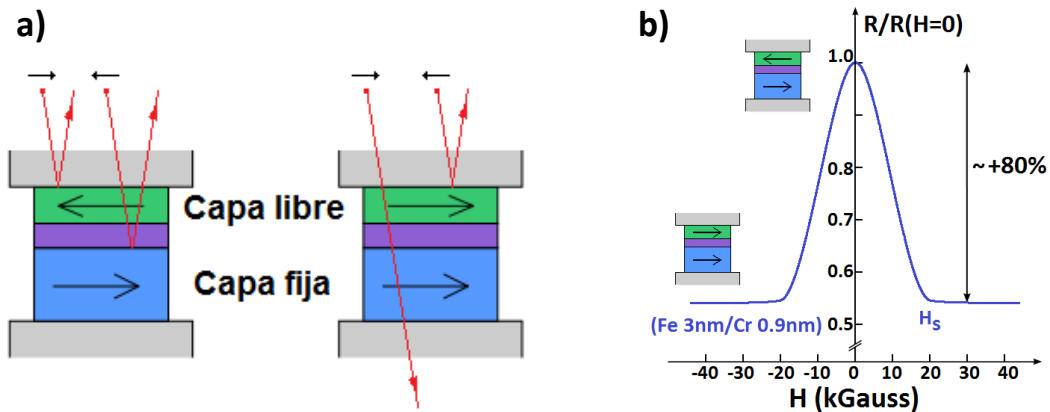


FIGURA 1.12 – Válvula de spin: a) Funcionamiento básico; b) Relación entre resistencia y campo magnético (adaptación de Baibich et al., 1988)

La relación entre la resistencia y el ángulo formado entre las imanaciones de ambas capas:

$$R(\theta) = R_{\parallel} + (\Delta R/2) \cdot (1 - \cos \theta) \quad (13)$$

Donde ΔR es la diferencia entre la resistencia máxima (con las imanaciones antiparalelas) y la resistencia mínima (con las imanaciones paralelas), que se comprueba que puede alcanzar proporciones muy altas al llegar al campo de saturación H_s . De la ecuación (13) se puede deducir que en el punto de trabajo en torno a $\theta=90^\circ$ la pendiente es máxima y por lo tanto tenemos mayor sensibilidad, por lo que es recomendable orientar la capa libre ortogonalmente a la capa fija antes de tomar cualquier medida.

A partir del diseño básico de válvula de spin, se han desarrollado otros que exploran algunos de sus límites, como las estructuras en sándwich sin capa fija (en las que ambas capas pueden rotar) o las estructuras multicapa, exhibiendo una cierta histéresis (FIGURA 1.13). Las capas de material no magnético deben ser suficientemente delgadas como para que la densidad de estados de ambas capas magnéticas se solapen espacialmente, permitiendo el paso de los electrones: esto requiere tamaños menores de 50 Å.

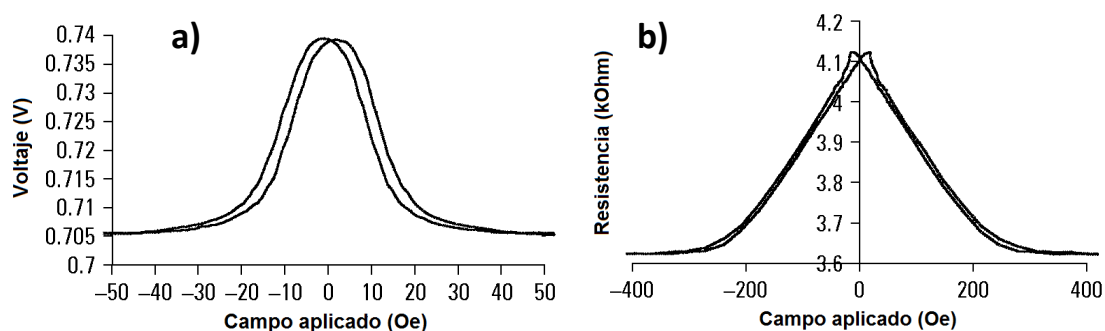


FIGURA 1.13 – Respuesta de GMR (a) en sándwich sin capa fija y (b) en multicapa. (Ripka, 2001)

El efecto GMR, medido como la relación entre la máxima variación de resistencia y la resistencia mínima, puede alcanzar valores típicos de entre el 10 y el 20%, llegando a alcanzar valores de hasta el 100% afinando el grosor de las capas no magnéticas. Típicamente, los valores comerciales están en el orden del 1%/mT.

Este tipo de sensor es utilizado experimentalmente en la misión OPTOS (GMR AAL002-02), convirtiéndose en la primera experiencia espacial de esta tecnología (FIGURA 1.14). Vemos algún ejemplo de GMR comercial en la TABLA 1.7.

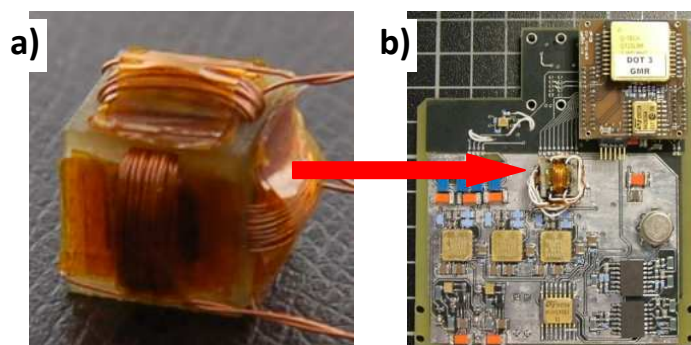


FIGURA 1.14 – a) Instrumento magnético de carga útil en el satélite OPTOS: tres magnetómetros GMR, en caras ortogonales de un cubo. b) Acondicionamiento electrónico del GMR (proyecto OPTOS, INTA)

TABLA 1.7 – Características de algunos magnetómetros GMR comerciales

	GMR serie AA 006-02 (NVE Corporation)	GMR serie AAH 002-02 (NVE Corporation)	GMR serie AAL 002-02 (NVE Corporation)
Microencapsulado (μm)	SOIC-8 (436x3370)	SOIC-8 (436x3370)	SOIC-8 (436x3370)
Consumo (W)	0.019	0.072	0.114
Rango de frecuencia (Hz)	0 – >10 ⁶	0 – >10 ⁶	0 – >10 ⁶
Rango lineal (μT p-p)	500 – 3500	60 – 300	150 – 1050
Campo saturación (μT)	5000	600	1500
Sensibilidad (mV/V/μT)	0.009 – 0.013	0.110 – 0.180	0.030 – 0.042

C.7. Sensores magneto-ópticos: Efecto Faraday

Algunos parámetros de un haz de luz pueden variar con la magnitud a medir, lo que permite medir y transferir los datos a largas distancias, en ausencia de contacto, con una gran estabilidad frente a interferencias electromagnéticas, muy alta precisión y un rango de frecuencias muy amplio. En el caso de la magneto-óptica se estudia el cambio en el estado de polarización de la luz o en la dirección de propagación causado por efectos magnéticos (Saxena et al., 2008; El-Khozondar et al., 2012).

No es un tipo de sensor magnético representativo para espacio. Sin embargo, es de interés en este trabajo pues es una tecnología experimental utilizada en el satélite NANOSAT-01 de INTA: el nanosensor magnético, NSM (ver FIGURA 1.15.b). Se aprovecha el efecto Faraday, que consiste en la inclinación del plano de polarización de un haz de luz polarizado linealmente al atravesar un medio (magneto-óptico) en el que existe un campo magnético orientado en la misma dirección de propagación (Guerrero et al., 1999; Robles & Giannetti, 2000).

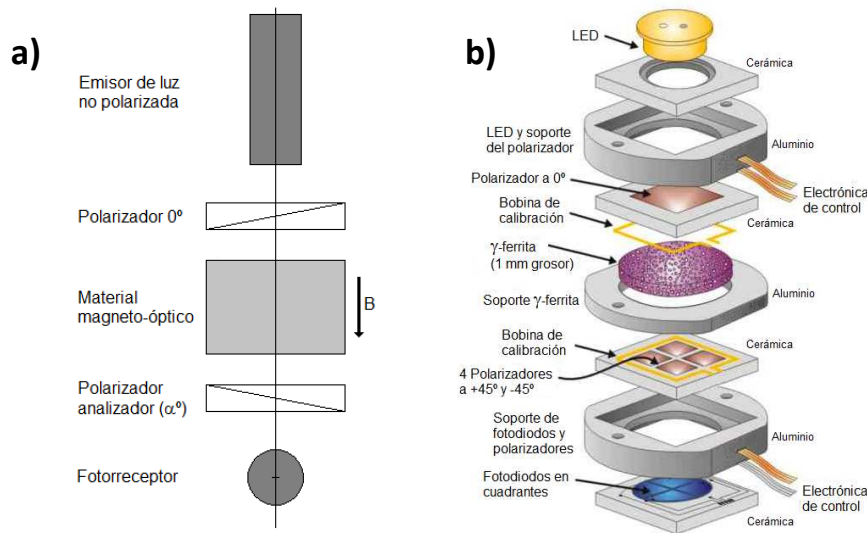


FIGURA 1.15 – Banco óptico de magnetómetro de efecto Faraday: a) básico; b) usado en NANOSAT-01 (Guerrero et al., 1999).

El montaje de un banco óptico adecuado (FIGURA 1.15.a) permite conocer el cambio de orientación de polarización del haz de luz, según la intensidad recibida. Siguiendo la Ley de Malus, la intensidad de un haz de luz polarizado disminuye al atravesar un segundo polarizador, de orientación θ en relación con el primero: $I = I_0 \cdot \cos^2 \theta$. Conociendo el ángulo rotado del plano de polarización, se puede averiguar el campo magnético que lo provocó. Si se trata de un medio paramagnético o diamagnético, se utiliza la expresión:

$$\theta = V \cdot I \cdot H \quad (14)$$

La constante V (de Verdet) tiene una dependencia con el tipo de material y cómo dispersa la luz, pero también con la longitud de onda incidente:

$$V(\lambda) = \frac{e}{m_e} \cdot \frac{\lambda}{2c} \cdot \frac{dn}{d\lambda} \quad (15)$$

Si se trata de un medio ferromagnético, la magnitud a deducir no es el campo magnético, sino la imanación del material; pero igualmente a partir de esa información podemos deducir en un segundo paso el campo magnético.

Para obtener unas medidas lo más precisas posible es necesario que el banco óptico mantenga sus posiciones relativas en todo momento. Esto es especialmente delicado en una misión espacial, donde las duras condiciones mecánicas durante el lanzamiento, con fuertes vibraciones en toda la estructura, ponen en peligro la estabilidad del banco óptico.

C.8. Sensores de magnetoimpedancia gigante

La magnetoimpedancia gigante es un tipo de efecto magnetointductivo reconocible en materiales ferromagnéticos blandos. La impedancia en un circuito de corriente alterna de alta frecuencia tiene una fuerte dependencia con el campo magnético existente (Vázquez et al., 1997; Hauser et al., 2001; Phan & Peng, 2008).

En la magnetointductancia, el campo magnético externo interfiere en la inductancia producida por la propia corriente alterna al circular por el conductor. Al tener un flujo magnético variable atravesando el conductor, aparecerá una fuerza electromotriz opuesta a la tensión óhmica. Este efecto puede calibrarse, de manera que cualquier otra alteración puede atribuirse a un campo magnético externo.

En la magnetoimpedancia, la corriente alterna de RF (radiofrecuencia) no es homogénea a través de la sección transversal del conductor, sino que tiende a concentrarse en la superficie del conductor (efecto “*skin*”); calculamos la profundidad del decaimiento exponencial de la densidad de corriente desde la superficie hacia el interior del conductor:

$$\delta = \sqrt{2\rho/\omega\mu} \quad (16)$$

Donde ω es la frecuencia angular de la corriente RF, ρ es la resistividad del conductor y μ es su permeabilidad magnética. En materiales no ferromagnéticos, la permeabilidad es independiente de la frecuencia y del campo magnético externo, pero no ocurre así en los materiales ferromagnéticos: precisamente su gran permeabilidad es la que hace posible la magnetoimpedancia (ver FIGURA 1.16).

Se estudia la forma compleja de la impedancia, donde la parte real es la resistencia y la parte imaginaria es la reactancia (compuesta a su vez por componentes capacitivos y componentes inductivos). El valor de la impedancia se obtiene de la fracción de la amplitud de la tensión y la corriente alterna:

$$Z(\omega) = R + iX \quad (17)$$

$$Z(\omega) = \frac{U}{I} = \frac{L \cdot E_Z(S)}{A \cdot \langle j_Z \rangle_A} = R_{DC} \cdot \frac{j_Z(S)}{\langle j_Z \rangle_A} \quad (18)$$

Donde L y A son la longitud y la sección transversal del elemento conductor que atraviesa la corriente, E_z es el campo eléctrico en la superficie y j_z es la densidad de corriente, ambos en el sentido de la corriente, ' z '.

Se observa que para corrientes homogéneas, la impedancia es igual a la resistencia óhmica. Pero esta expresión sólo es válida para elementos lineales, y habitualmente los materiales ferromagnéticos son no-lineales: la tensión no es exactamente proporcional a la corriente, sino que aparecen armónicos de mayor orden de la frecuencia básica.

Este tipo de sensor es utilizado experimentalmente en la misión NANOSAT-1B: el sensor de magnetoimpedancia, AMI (aunque no será tratado en este trabajo). Podemos ver la comparativa de algunos sensores AMI comerciales en la TABLA 1.8.

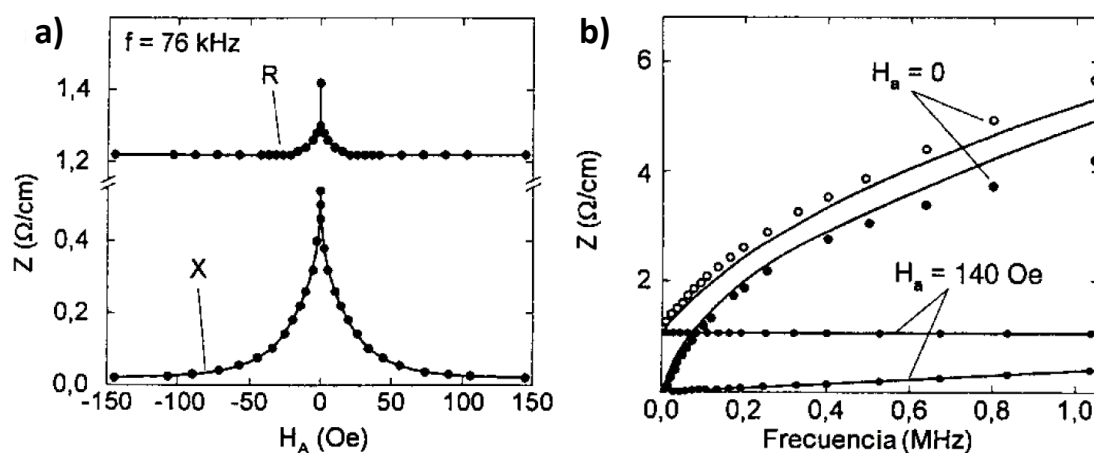


FIGURA 1.16 – Dependencia de la impedancia en función de: a) el campo magnético, y b) la frecuencia. (Ripka, 2001)

TABLA 1.8 – Características de algunos magnetómetros de magnetoimpedancia comerciales

	AMI302 (de Aichi Steel Corp., a bordo de NST1B)	MicroMag3 (de PNI Corporation)	MS2100 (de PNI Corporation)
Dimensiones (mm)	4 x 3.5 x 1.45	25.4 x 25.4 x 19.0	7 x 7 x 1.35
Consumo (W)	0.0069	0.0015	0.003
Rango dinámico (nT p-p)	200000	1100000	1100000
Sensibilidad (mV/nT)	0.0024	15 nT	55 nT
Precisión (%)	1.6%	1%	0.5%

1.3.3. Interés humano en la órbita baja terrestre

Los principales satélites de comunicación se hallan en órbitas geoestacionarias, moviéndose a la misma velocidad angular que la Tierra. Pero la energía para alcanzar una órbita baja terrestre (LEO) es mucho menor, y los satélites situados en ella necesitan amplificadores menos potentes para conseguir una transmisión adecuada. Por ello, las LEO todavía se usan para muchas aplicaciones de comunicación; se suplen las deficiencias de cobertura con el uso de redes (o “constelaciones”) de satélites, que proporcionan una cobertura completa. Las órbitas bajas terrestres también son de utilidad para los satélites de observación remota y

experimentación: gracias al ahorro en su puesta en órbita, se les pueden dotar de cargas útiles. Los satélites de este tipo pueden aprovechar también las órbitas heliosíncronas a una altitud de unos 800 km y con una inclinación cuasi-polar.

A) Inconvenientes en órbita baja terrestre

- **Basura espacial**

Las LEOs se están congestionando con basura espacial (Mehrholtz et al., 2002; Brito et al., 2013). Las colisiones a velocidades orbitales pueden ser muy peligrosas para la integridad estructural de los satélites, y pueden generar a su vez más basura espacial, el *síndrome Kessler* (Kessler et al. 2010): todo satélite, sonda espacial o misión tripulada tiene el potencial de crear basura espacial. Cualquier impacto entre dos objetos de masa suficiente puede provocar la desintegración en piezas más pequeñas, que tienen la capacidad de causar el mismo daño más adelante, en efecto cascada. Con una colisión lo suficientemente grande (tal como una entre una estación espacial y un satélite muerto), la cantidad de escombros podría ser suficiente para inutilizar toda la LEO.

El *Joints Space Operations Center* (NASA) monitoriza trayectorias de más de 8500 objetos mayores de 10cm en LEO, aunque se calcula que podría haber alrededor de un millón de objetos mayores de 2mm, aún potencialmente dañinos, pero demasiado pequeños para ser detectables desde Tierra. Después de que se hayan creado escombros, las perturbaciones orbitales hacen que la dirección de los planos orbitales cambie con el tiempo, con lo que las colisiones pueden ocurrir virtualmente desde cualquier dirección, cruzando otras órbitas; típicamente ocurren a velocidades de varios kilómetros por segundo. Se han establecido protocolos de seguridad y prevención de la basura espacial en las principales agencias⁴.

El problema en la LEO reside en que hay pocas “órbitas universales” que mantengan a los vehículos en anillos concretos (como la GEO, una órbita única muy utilizada (Apéndice III)). Lo más parecido serían las órbitas heliosíncronas, que mantienen un ángulo constante entre el Sol y el plano de la órbita. Pero los satélites LEO están en muchos planos de órbita diferentes, aportando cobertura global, y las típicas 15 órbitas por día de estos hace que haya frecuentes acercamientos entre objetos; dado que las órbitas heliosíncronas son polares, las regiones polares son puntos comunes de cruce. En las órbitas LEO más comúnmente utilizadas para misiones tripuladas, 400km y menores, la resistencia de la atmósfera, aunque tenue, ayuda a mantener las zonas limpias. La altitud crítica también cambia como resultado de los eventos de meteorología espacial, que hacen que la atmósfera superior se expanda o se contraiga: una expansión de la atmósfera lleva a una resistencia mayor sobre los fragmentos, con lo que se acorta su tiempo en órbita.

⁴ La ESA utiliza el informe "*IADC Space Debris Mitigation Guidelines*" (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC), IADC Action Item number 22.4, Rev. 1, 2007). La NASA tiene diversos estándares, como los informes "*NASA Safety Standard 1740.14, Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris*" (Office of Safety and Mission Assurance, NSS 1740.14, 1995) o "*NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris*" (NASA Procedural Requirements, NPR 8715.6A, 2009, verificable en <http://nodis3.gsfc.nasa.gov/>, febrero 2015).

- **Decaimiento de los satélites**

Los satélites en LEOs tienen un tiempo de vida, determinado casi completamente por su interacción con la atmósfera, que provoca un decaimiento orbital. La predicción de tales tiempos de vida y de la fecha de su reentrada es de gran interés para la planificación, el uso y la monitorización del satélite (Parsons, 1962; Moe et al., 1998; Rakesh, 2000).

La forma de interactuar del satélite con la atmósfera depende de los parámetros orbitales del mismo, la proporción entre su masa y la superficie de su sección transversal (en la dirección del movimiento), la densidad atmosférica a la altura determinada y la respuesta de la propia atmósfera a diversos parámetros de meteorología espacial. Incluso con un modelo atmosférico completo que describa las variaciones con el tiempo en puntos de latitud y longitud conocidos, una especificación exacta del decaimiento orbital no es posible debido a incertidumbres en la predicción de la actitud de un satélite (que afecta al parámetro del área de la sección transversal) o de los índices solares y geomagnéticos (que modifican sustancialmente el comportamiento del modelo atmosférico).

Cuando un satélite viaja a través de una atmósfera, experimenta una fuerza de arrastre en la dirección opuesta al movimiento, según la expresión:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_d \quad (19)$$

Donde D es la fuerza de arrastre, ρ es la densidad atmosférica, v es la velocidad del satélite, A es el área de la sección transversal, perpendicular al movimiento, y C_d es el coeficiente de arrastre (Cathcart & Macrossan, 1993; Stone & Witzgall, 2006). En altitudes habituales, C_d suele ser 2, aunque esto puede variar ampliamente. Debido a que es difícil separar las variaciones de la sección transversal de las variaciones en el coeficiente de arrastre, se usará un coeficiente funcional: $A_e = A \cdot C_d$.

Para una órbita circular, tenemos la relación entre el periodo, P, y el semieje mayor, a:

$$P^2 G M_E = 4\pi^2 a^3 \quad (20)$$

Donde G es la constante universal gravitatoria y M_E es la masa de la Tierra. La reducción en el periodo debido al arrastre atmosférico está dada por:

$$\frac{dP}{dt} = -3\pi a \rho \left(\frac{A_e}{m} \right) \quad (21)$$

Las ecuaciones (20) y (21), junto con el modelo de densidad atmosférica correspondiente, pueden iterarse desde la altitud y el tiempo de inicio del satélite para conocer su decaimiento.

Se considera que tiene lugar la reentrada cuando el satélite ha descendido por debajo de los 180 km; bajo esta altitud (salvo para aquellos mucho más pesados, con una proporción superior a 100 kg/m²), el tiempo de vida es de sólo unas pocas horas.

Sección 1.4. Marco de trabajo.

- **1.4.1. Misiones espaciales en INTA**
 - A) INTASAT (1974-1976)
 - B) MINISAT-01 (1997-2002)
 - C) NANOSAT-01 (2004-)
 - D) OPTOS (2013-)
 - **1.4.2. NANOSAT-1B (2009-)**
 - A) Instrumento magnético: SM_ACS
-

El Programa NANOSAT abarca un conjunto de proyectos destinados a la demostración tecnológica con un marcado objetivo educacional. NANOSAT-1B es el segundo satélite de este programa. Su predecesor, NANOSAT-01 (Michelena et al., 2009) llevaba dos magnetómetros embarcados, uno de ellos también basado en magnetorresistencia anisotrópica, como el instrumento de este trabajo: el Sensor Magnético del Sistema de Control de Actitud (SM_ACS).

El objetivo de este instrumento precursor era demostrar que esta tecnología es suficientemente robusta para orbitas bajas terrestres (LEO). Por esta razón no se cuenta con un sistema de limpieza magnética apropiado a nivel de plataforma. Al cabo de tres años en órbita, se demostró la robustez del sensor magnético de NANOSAT-01 (aunque no llegó a validarse completamente) tras lo cual se adoptó para la plataforma en el subsistema de control de actitud de NANOSAT-1B, manteniéndose el mismo acondicionamiento y ubicación.

Se presentan las misiones espaciales que han precedido a NANOSAT-1B en el desarrollo tecnológico del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, y se introduce el satélite OPTOS, que fue posterior. Siendo el INTA el único operador de los satélites, este estudio nos muestra la trayectoria que ha seguido el aprendizaje de las técnicas en la institución, prestando especial atención a la evolución de las metodologías de observación magnética. Los datos referentes a cada satélite han sido obtenidos a través de sus códigos NORAD y COSPAR.

1.4.1. Misiones espaciales en INTA

Las misiones operadas por el INTA en sus comienzos no pretendían dar respuesta a objetivos de tipo científico, sino más bien de carácter tecnológico: conseguir los conocimientos

que hicieran progresar la técnica aeroespacial en España. Es ya con los NANOSAT y con OPTOS cuando se empiezan a diseñar cargas útiles más ambiciosas.

Aparte de las misiones propias, el INTA ha colaborado en diversos consorcios de investigación y desarrollo espacial, demasiado extensos para ser incluidos en esta sección. El compendio resumido en esta sección muestra la evolución del *know-how* relacionado con la gestión espacial y el desarrollo de protocolos y tecnologías habilitadas para espacio en el INTA.

A) INTASAT (1974-1976)

INTASAT (TABLA 1.9, FIGURA 1.17.a) fue el primer satélite español, orientado magnéticamente, siguiendo una órbita heliosíncrona. La misión duró dos años. El sistema de potencia basado en 12 baterías de níquel-cadmio, cargadas por células solares, podía suministrar 16 V. Portaba un radiofaro experimental para estudiar la ionosfera que consistía en un transmisor de doble frecuencia que continuamente radiaba señales polarizadas linealmente, estables y no moduladas a un nivel de potencia mínimo de 200 mW. Había una antena monopolar para cada frecuencia, 40.0100 y 40.01025 MHz.; se extendían desde el centro de cada base, midiendo 175 cm. Las antenas de telemetría eran cuatro antenas menores, de 49 cm, que se extendían radial y ortogonalmente desde una de las bases.

El control de actitud magnética con barras de amortiguamiento a la oscilación suministraba alineamiento con el campo magnético local.

Los experimentos fueron seguidos por más de 40 grupos investigadores de 21 países diferentes. Se pudieron calcular los contenidos totales de electrones en el camino de propagación de la señal del satélite a tierra, pudiéndose observar también algunas irregularidades ionosféricas y centelleos⁵.

B) MINISAT-01 (1997-2002)

MINISAT-01 (TABLA 1.9, FIGURA 1.17.b) fue el primero de lo que se pretendía que fuera una serie de lanzamientos dentro del programa MINISAT⁶. Contaba con cuatro experimentos:

- **Espectrógrafo de Ultravioleta-extremo de Radiación Difusa (EURD)**, con un rango de espectro entre los 350 y 1100 Å, perseguía estudiar: la radiación difusa en el ultravioleta-extremo proveniente, fundamentalmente, de la fase caliente del medio interestelar; el brillo atmosférico nocturno (en eclipse) y la emisión producida por la desintegración de neutrinos; espectro de estrellas y la Luna. Se barría el plano de la elíptica haciendo mediciones siempre en eclipse.

⁵ Referencias online de INTASAT: http://space.skyrocket.de/doc_sdat/intasat.htm y <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/masterCatalog.do?sc=1974-089C> (consultadas en febrero, 2015).

⁶ Referencias online de MINISAT: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/m/minisat-01> y <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/masterCatalog.do?sc=1997-018A> (consultadas en febrero, 2015).

Los resultados permitieron estudiar la atmósfera, detectando la serie completa del hidrógeno y partes del helio y del oxígeno (las componentes mayoritarias) y determinar con gran precisión el flujo intrínseco procedente de las estrellas.

- **Cámara de rayos gamma de baja energía (LEGRI, *Low Energy Gamma Ray Imager*)**, ensayo de telescopio orbital de radiación gamma basado en detectores de estado sólido de yoduro de mercurio y telurio de cadmio-cinc, perseguía: la caracterización de los propios detectores en ambiente orbital (estabilidad, resistencia a la radiación, degradación...) y la realización de observaciones astronómicas en el rango de energías de entre 20 y 100 keV, poco estudiado hasta la fecha.

Se pudo determinar con precisión las características del fondo de radiación en dicho rango de energías. También se ensayaron diferentes técnicas de obtención de imágenes codificadas y con registro de datos de sus 100 cristales detectores.

- **Comportamiento de Puentes Líquidos en Microgravedad (CPLM)**, que pretendía estudiar las deformaciones producidas por la aceleración residual en condiciones de gravedad reducida, así como por perturbaciones introducidas en el sistema. Dichas deformaciones se medían ópticamente, teniendo controlados la fuente de alimentación, la aceleración del motor, la temperatura y la presión.
- **Experiencia Tecnológica de Regulador de Velocidad (ETRV)**, desarrollo tecnológico que ensayaba el despliegue de apéndices en un satélite a velocidad controlada, con el fin de evitar cargas de impacto.

El seguimiento del MINISAT-01 se realizó desde tres centros del INTA: la Estación Espacial de Maspalomas (Gran Canaria), el Centro de Control de la Misión (CCM, Torrejón de Ardoz, Madrid) y el Centro de Operaciones Científicas (COC), en el Laboratorio de Astrofísica Espacial y Física Fundamental (LAEFF, Villafranca del Castillo, Madrid).

C) NANOSAT-01 (2004-)

El programa NANOSAT pretendía abrir una nueva línea de desarrollo tecnológico en el INTA con el que se pudiera explorar la capacidad de poner a prueba nuevas tecnologías en órbita, trabajando a escala micro y nanométrica, y realizar observaciones con fines científicos:

- Demostrar nuevos tipos de sensores,
- Calificar en vuelo nuevos componentes COTS,
- Practicar las comunicaciones con estaciones terrenas en diferido *store-and-forward*.
- Desarrollar nuevos sistemas de comunicación intra-satélite.

Con NANOSAT-01 (TABLA 1.9, FIGURA 1.17.c) se ponían en órbita amplias mejoras en cuanto a subsistemas de plataforma, en relación con las misiones anteriores, y una serie de experimentos contenidos en la carga útil que se describen brevemente a continuación.

Por su peso real (de 19 kg), el NANOSAT-01⁷ es realmente un microsatélite según la definición convencional, si bien con el término de “nanosatélite” se hace referencia a toda una filosofía de entender estas misiones (Martínez et al., 2000; Cáceres, 2001). Sigue una órbita LEO, heliosíncrona y cuasipolar. Su estructura se compone de dos hemisferios con bases hexagonales y seis caras trapezoidales en cada uno, cubiertas de células solares de tipo GaAs/Ge conectadas a unas baterías de ion Li. Algunos de los principales sistemas son:

- **Comunicaciones RF:** estaban basadas en cuatro antenas monopares omni-direccionales, en banda UHF (387.1 MHz *downlink*, 400 MHz *uplink*) que hacían innecesario un sistema de apuntamiento excesivamente preciso. Su velocidad de descarga de datos era de 24 kbit/s; el objetivo de conseguir una comunicación en diferido (*store-and-forward*) con las estaciones terrenas distantes se ha cumplido. Además, el software de vuelo permite actualizaciones, con lo que se pueden programar nuevas funcionalidades.
- **Sistema de Control de Actitud (ACS):** utilizaba un sensor solar y un sensor magnético como elementos sensores y tres bobinas magnéticas como actuadores. Aparte de servir como sistema de determinación y control del apuntamiento del satélite, los sensores magnéticos de este sistema consiguieron dos objetivos adicionales: la validación parcial de los magnetómetros COTS de tipo AMR y la medición de todo el rango geomagnético, (0.001 – 100) μT , con una resolución de $\pm 0.01 \mu\text{T}$. El sensor solar, compuesto por dos grupos de células de Si y de GaAs/Ge, permite la determinación del ángulo de nutación con una precisión por debajo de 5° .
- **Nanosensor Magnético (NSM):** basado en el efecto Faraday. Esto tiene lugar en una matriz de gel amorfo de sílice, con nanopartículas de $\gamma\text{-Fe}_2\text{O}_3$ en dispersión. Se utiliza un banco óptico con una fuente LED, un polarizador lineal a la entrada, el cuerpo de la γ -ferrita, y cuatro polarizadores $\pm\pi/4$, con los respectivos cuatro fotodiodos.
- **Comunicaciones ópticas intra-satélite de conexión wireless (OWLS, *Optical Wireless Links for intra-Satellite*):** es otra tecnología de NANOSAT-01 basada en componentes optoelectrónicos COTS, experimental e innovadora. Es un sistema de comunicaciones dentro del propio satélite basado en la transmisión y recepción de datos a través de luz infrarroja difusa (Arruego et al., 2004). Funciona haciendo la conversión de voltaje a frecuencia, y emitiendo pulsos de luz en dichas frecuencias, en intervalos fijos de tiempo y tantas veces como el valor de la señal. Además se trabaja la monitorización de posibles errores (BER, *Bit Error Rate*). Se controlan dos enlaces:
 - El enlace con el magnetómetro (OWLS-HNWLL, Honeywell): es un enlace redundante entre el magnetómetro y el OBDH; se comparan los resultados con lo transmitido por cable. Además es capaz de detectar SETs (*Single Event Transients*) en los detectores ópticos debido al impacto de protones.

⁷ Referencias online de NANOSAT-01: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosat-1> y <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/masterCatalog.do?sc=2004-049B> (consultadas en febrero, 2015)

- El enlace con el OBDH (OWLS-OBDH, o OWLS-BER): en este caso se pretende poner a prueba el sistema emisor-receptor dirigiendo el haz hacia las paredes y comparando los datos recibidos con los emitidos.

Tanto los SETs como los DD (daños por desplazamiento, debidos al impacto de partículas energéticas) son los principales causantes de la degradación de este sistema y de la aparición de errores. Sin embargo, los sistemas responden bien debido a un adecuado diseño tras la campaña de tests de irradiación de los componentes, y los errores pueden ser considerados despreciables.

El centro de control del NANOSAT-01 se encuentra en las instalaciones del INTA en Torrejón de Ardoz, Madrid. Se diseñó para una vida útil de tres años; sin embargo, el satélite sigue en órbita y operativo, y los resultados obtenidos están validando las tecnologías puestas a prueba de manera satisfactoria (Michelena et al., 2009).

D) OPTOS (2013-)

El satélite OPTOS (TABLA 1.9, FIGURA 1.17.d) es el último de los diseñados por el INTA en ser puesto en órbita, con una vida útil de un año. Está en una LEO heliosíncrona y cuasipolar, con hora local sobre el nodo ascendente (LTAN, *Local Time on Ascending Node*) a las 22:15. Conformar una plataforma experimental con la mayor densidad de experimentos embarcados hasta la fecha. Tiene un tamaño reducido (10x10x34 mm), siguiendo el estándar cubesat de tres unidades (3U) (Aragón et al., 2011).

OPTOS, como demostrador tecnológico, persigue el objetivo de mostrar que las capacidades de un picosatélite pueden alcanzar a las de los satélites de mayor tamaño gracias a la miniaturización de todos los sistemas. Los subsistemas de plataforma se componen de:

- Un **sistema de potencia** basado en células solares GaAs colocadas a lo largo de las cuatro caras laterales, más otras cuatro caras desplegadas de igual tamaño.
- Un **control de actitud** compuesto por un sensor magnético AMR, dos sensores solares y un sensor de presencia solar como elementos sensores; también tiene una rueda de inercia y tres magnetopares ortogonales como actuadores.
- Las **comunicaciones** internas se realizan mediante la tecnología OWLS, validada en el NANOSAT-01, mientras que las comunicaciones a Tierra utilizan cuatro antenas monopares de banda UHF (402 MHz, 4 kbps *uplink*, 5 kbps *downlink*).

Los dispositivos experimentales de las cargas útiles son los siguientes:

- Una **cámara pancromática (APIS, *Athermalized Panchromatic Imaging System*)**, con una resolución de 270 m en tierra, que pretende validar esta tecnología tomando imágenes en vuelo y analizando la degradación de sus cristales.
- Un **dosímetro de radiación (ODM, *OPTOS Dose Monitoring*)**, basado en tecnología RadFET de componentes comerciales.

- Un **sensor de fibra óptica (FIBOS, Fiber Bragg Gratings for Optical Sensing)**, que medirá las variaciones de temperatura a través del cambio en la longitud de onda reflejada en una red de fibras de Bragg (Heredero et al., 2009).
- Un **sensor magnético basado en magnetorresistencia gigante (GMR, Giant MagnetoResistance)**, también con componentes COTS, primera vez en vuelo espacial.

TABLA 1.9 – Ficha técnica de los satélites: a) INTASAT; b) MINISAT-01; c) NANOSAT-01; d) OPTOS

INTASAT			
Operador	INTA, España	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	101.46°
Status	Finalizado (apagado)	Long. nodo asc.	54.1581°
Lanzamiento	15 / noviembre / 1974	Arg. periapsis	137.8737°
	Delta 2310. Vanderberg, EEUU	Excentricidad	0.0011217
Finalización	15 / noviembre / 1976	Semieje mayor	- sin info -
Masa	20.4 kg	Anomalía media	332.8159°
Potencia	- sin info -	Apoapsis	1459 km
NORAD #	07531	Periapsis	1441 km
COSPAR ID	1974-089C	Periodo orbital	114.88 min

MINISAT-01			
Operador	INTA, España	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	150.93°
Status	Finalizado	Long. nodo asc.	318.8937°
Lanzamiento	21 / abril / 1997	Arg. periapsis	218.3461°
	Pegasus XL. Gando, España	Excentricidad	0.0000493
Finalización	14 / febrero / 2002	Semieje mayor	- sin info -
Masa	209 kg	Anomalía media	141.8137°
Potencia	- sin info -	Apoapsis	581 km
NORAD #	24779	Periapsis	562 km
COSPAR ID	1997-018A	Periodo orbital	96.1 min

NANOSAT-01			
Operador	INTA	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	98.36°
Status	En servicio	Long. nodo asc.	100.7902°
Lanzamiento	18 / diciembre / 2004	Arg. periapsis	176.981°
	Ariane-5. Kourou, Guiana Francesa	Excentricidad	0.0004936
Finalización	-	Semieje mayor	- sin info -
Masa	19 kg	Anomalía media	318.6527°
Potencia	17 W	Apoapsis	651 km
NORAD #	28493	Periapsis	658 km
COSPAR ID	2004-049B	Periodo orbital	97.82 min

OPTOS			
Operador	INTA	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	97.77°
Status	En servicio	Long. nodo asc.	142.1461°
Lanzamiento	21 / noviembre / 2013	Arg. periapsis	199.9528°
	Dnepr. Yasny, Rusia	Excentricidad	0.0142515
Finalización	-	Semieje mayor	7048.147 km
Masa	3.5 kg	Anomalía media	159.6077°
Potencia	7.2 W	Apoapsis	795 km
NORAD #	39420	Periapsis	593 km
COSPAR ID	2013-066E	Periodo orbital	98.65 min

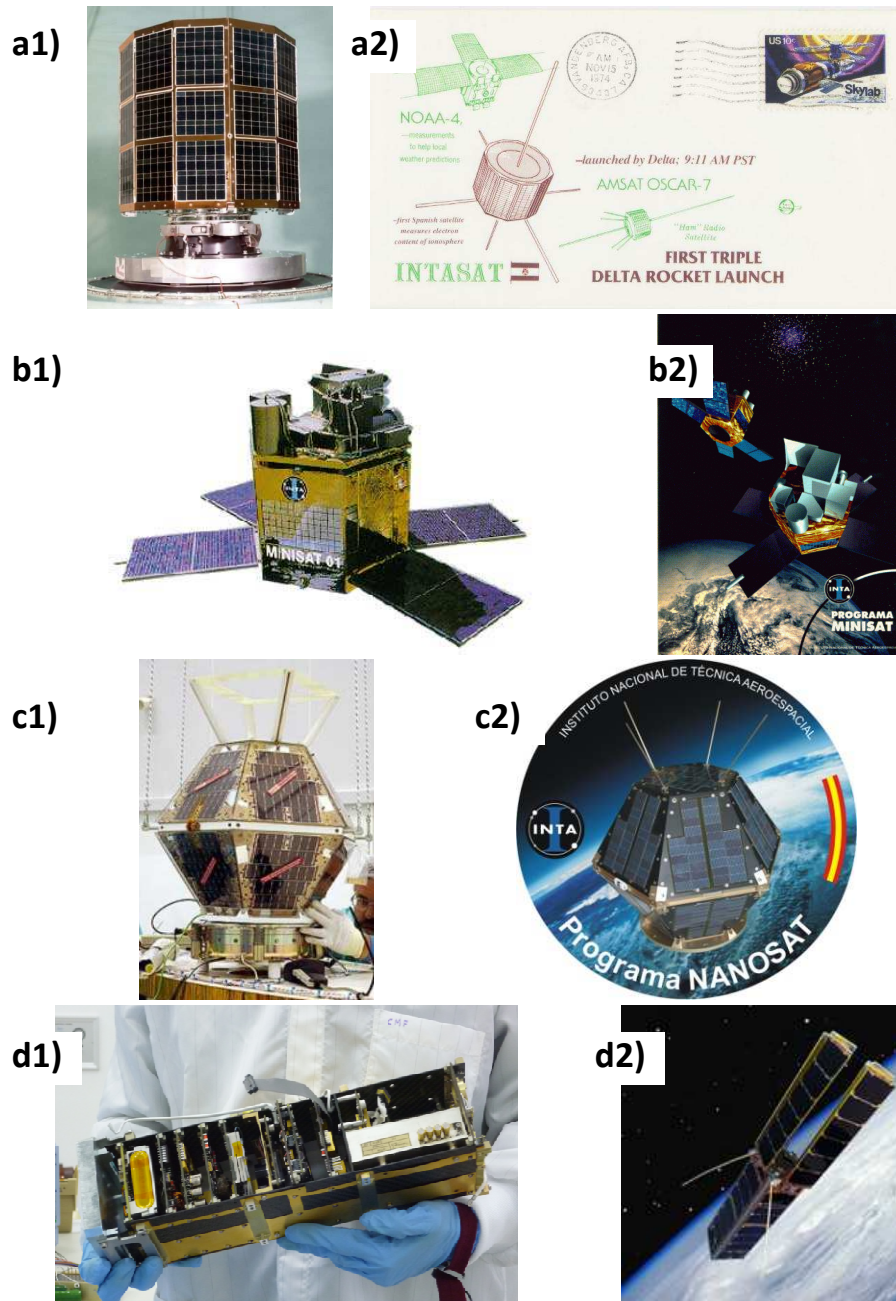


FIGURA 1.17 – a) INTASAT; b) MINISAT-01; c) NANOSAT-01; d) OPTOS (INTA, España, <http://www.inta.es/>, marzo 2015)

1.4.2. NANOSAT-1B (2009-)

El satélite NANOSAT-1B (TABLA 1.10, FIGURA 1.18) es en el que se centra la atención en este trabajo, específicamente en su desarrollo y calibración, en tierra y en órbita, y en las medidas magnéticas y su tratamiento. Se explica primero qué es NANOSAT-1B⁸, sus objetivos, sus características estructurales y técnicas, y qué cargas útiles lleva a bordo.

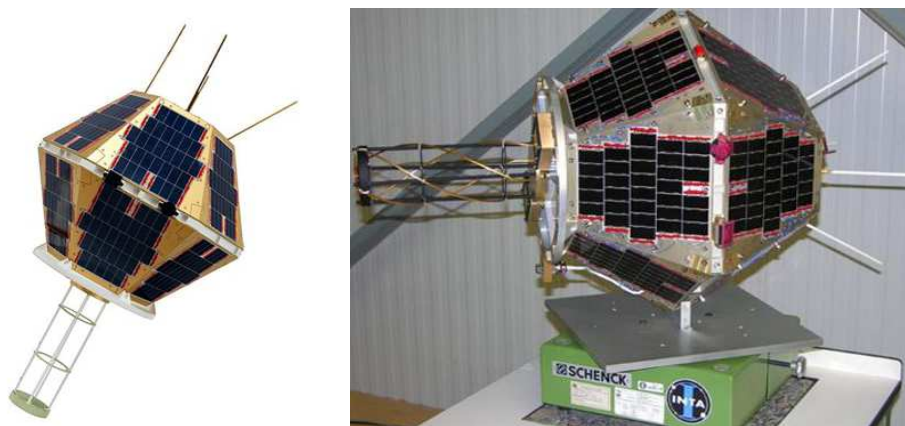
⁸ Referencia online de NANOSAT-1B: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosat-1b> (consultada en febrero, 2015)

TABLA 1.10 – Ficha técnica del satélite NANOSAT-1B

NANOSAT-1B			
Operador	INTA	Elementos orbitales	
Misión	Orbitador a Tierra	Inclinación	98.1°
Status	En servicio	Long. nodo asc.	3.7655°
Lanzamiento	29 / julio / 2009	Arg. periapsis	318.4693°
	Dnepr-1. Baikonur, Kazajistán	Excentricidad	0.0060543
Finalización	-	Semieje mayor	7009.8 km
Masa	23.9 kg	Anomalía media	41.1927°
Potencia	23 W	Apoapsis	666 km
NORAD #	35685	Periapsis	582 km
COSPAR ID	2009-041E	Periodo orbital	97.19 min

El NANOSAT-1B es la continuación del programa NANOSAT, después del NANOSAT-01. Tras los éxitos técnicos conseguidos con este satélite, en esta nueva edición se persigue el perfeccionamiento de algunos de sus sistemas, así como el ensayo de nuevas tecnologías o un enfoque científico extendido:

- Avanzar en el desarrollo de las tecnologías de comunicación en diferido con estaciones remotas *store-and-forward*.
- Demostrar nuevos tipos de sensores (magnéticos y de radiación).
- Estudiar los fenómenos atmosféricos espaciales en el entorno de la órbita LEO y nuestra capacidad para detectarlos.

**FIGURA 1.18 – NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B, INTA, España)**

El NANOSAT-1B mantiene muchas de las características de su predecesor, el NANOSAT-01:

- Su órbita también es LEO, heliosíncrona y cuasipolar, estabilizado en spin. La hora local sobre el nodo ascendente (LTAN) es a las 10:30.
- Su estructura es igualmente un cuerpo tetradecaédrico dividido en dos hemisferios, siendo cada uno una pirámide de seis lados truncada. Las dimensiones de su cuerpo principal son idénticas a las del NANOSAT-01, aunque al NANOSAT-1B se le ha añadido en la base una estructura cilíndrica a modo de soporte para las nuevas antenas cuadrifilares de UHF (FIGURA 1.19).

- Las caras externas del cuerpo principal están cubiertas de células solares GaAs/Ge, conectadas a baterías de ion Li.

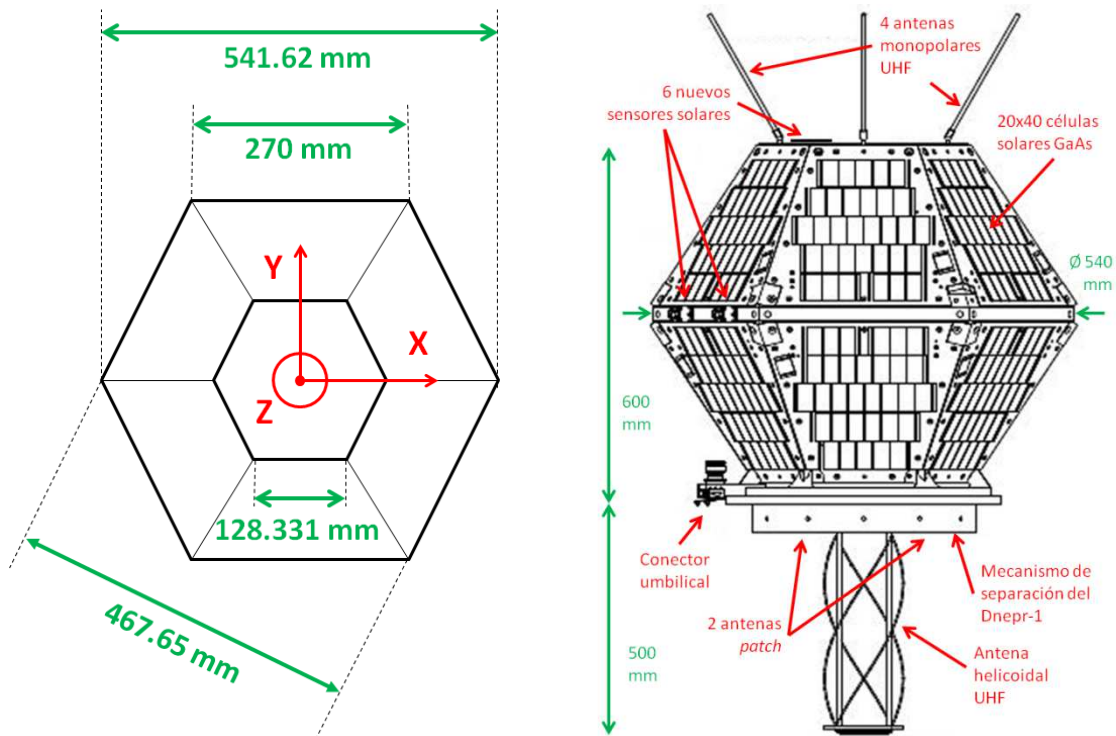


FIGURA 1.19 – Dimensiones del satélite NANOSAT-1B. Elementos externos (proyecto NANOSAT-1B)

Los principales sistemas de plataforma son:

- El **sistema de control de actitud (ACS)**, muy importante en satélites pequeños (Wertz, 1978; Jung et al., 1996; Janschek et al., 1998; Steyn & Hashida, 1999), sigue estando basado en un sensor solar y un sensor magnético para la determinación de la orientación, y en tres bobinas magnéticas como actuadores para el apuntamiento:
 - El **instrumento magnético (SM_ACS)** al igual que el NANOSAT-01, se basa en las magnetorresistencias anisotrópicas (AMR): será explicado en detalle al final de esta sección, pues compone el centro de estudio de este trabajo.
 - El **sensor solar amplio (CSS, Coarse Solar Sensor)** se compone de tres sensores de GaAs y dos nanosensores de células de Si porosas.

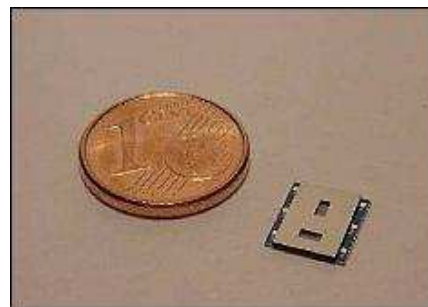
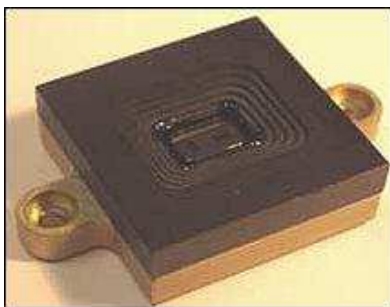


FIGURA 1.20 - VectorSol (proyecto NANOSAT-1B)

- Los **microsensores solares VectorSol** (FIGURA 1.20) son un nuevo diseño de MEMS basado en cuatro células de Si experimentales que componen un sensor biaxial. Destaca su precisión de apuntamiento, del orden de mrad ($\sim 0.15^\circ$), su campo de visión de $\pm 60^\circ$, el formato de sus datos (tanto analógicos como digitales) y el tamaño y la masa del dispositivo, que incluyen toda la electrónica y la interfaz electromecánica, en $3 \times 3 \text{ cm}^2$ y 23 g.
- Las **comunicaciones RF** utilizan cuatro antenas monopolares de banda UHF (400 MHz) bidireccionales, de hasta 40 kbit/s, que se encuentran en la base superior (igual que en NANOSAT-01). Se cuenta también con una antena cuadrifilar helicoidal de media ganancia, desplegada alrededor de una columna cilíndrica en la base inferior del satélite (FIGURA 1.21). Se han añadido también en la base inferior dos antenas de parche de banda-S que permiten velocidades de comunicación mayores a frecuencias mayores: velocidades de *uplink* y *downlink* de 100 – 2000 kbit/s, a 2.223 y 2.043 GHz. Dado que las antenas son omnidireccionales, un apuntamiento muy preciso no es necesario, pero puede ser conveniente una aproximación suficiente.

Además, el INTA desarrolló unos “nano-terminales” para el segmento terreno: estaciones portátiles de pequeño tamaño capaces de comunicarse con el satélite de forma móvil, aportando a la comunicación *store-and-forward* un auténtico uso de conexión para regiones remotas o localizaciones en movimiento (embarcaciones, etc.).

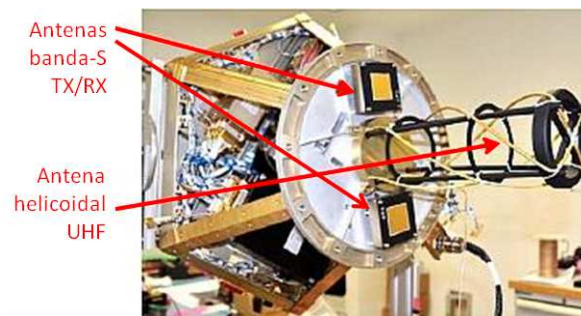


FIGURA 1.21 – Antenas en la base del NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)

Se cuenta con los siguientes dispositivos de carga útil experimental:

- **MI/RadFET (MagnetImpedance / Radiation-sensitive Field Effect Transistor)**: está compuesto por un lado por un sensor magnético triaxial, formado por tres sensores de magnetoimpedancia colocados en posición ortogonal, y por otro lado por un detector de radiación ionizante, de dosis acumulada de radiación. Cuenta con la electrónica necesaria para un pre-acondicionamiento, previo al tratamiento de la señal desde el OBDH (FIGURA 1.22).

Los sensores magnéticos son COTS AMI-302 (Aichi Steel Corporation), y los sensores de radiación, basados en chips RadFET de puerta-óxido, son de 0.4 y 1 μm de grosor, puestos en vuelo por primera vez.

Se ha estimado que las medidas obtenidas por los sensores de temperatura Pt-1000 no son correctas debido a algún tipo de mal funcionamiento; esto hace inviable el cálculo preciso del campo magnético, invalidando el sensor AMI, aunque la detección de radiación puede seguir en buen funcionamiento.



FIGURA 1.22 – Circuito integrado del dispositivo MI/RadFET (proyecto NANOSAT-1B)

- **LDT (Las Dos Torres):** monitor de radiación que mide el efecto de los protones en fotodiodos y LEDs. Esto se puede conseguir detectando el incremento de oscuridad en los fotodiodos, o el descenso de la emisividad en los LEDs (Jiménez et al., 2005).

Todos los elementos sensores se encuentran apilados en ocho pisos, y alineados en dos columnas (de “luz” y de “oscuridad”) (FIGURA 1.23). La estructura en configuración telescópica es de aluminio, aportando un blindaje diferente para cada nivel, adecuado al umbral de radiación que se pretende detectar y al ángulo de incidencia de la radiación, y cuenta con una ventana en su parte frontal.

Se puede obtener la fluencia de protones mediante los daños por desplazamiento, o la corriente ionizante, proporcional al flujo de protones recibido; además, debido a los blindajes, la mínima energía detectable en cada piso es distinta, por lo que se puede conseguir información espectral del entorno de radiación.

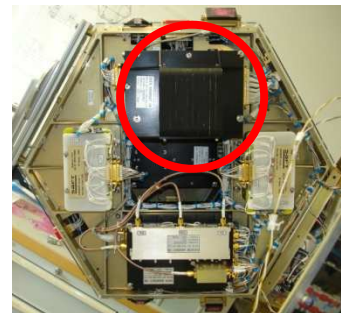
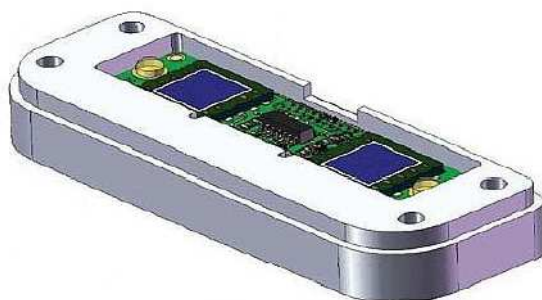


FIGURA 1.23 – Circuito integrado de un nivel del dispositivo LDT y su posición en el NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)

El satélite NANOSAT-1B fue diseñado para tener una vida útil de 3 años, pero ya fue extendido a 5-7 años, y posiblemente aún se extienda a 10 años, pues a día de hoy sigue operando nominalmente sin signos fatales de desgaste.

A) Instrumento magnético: SM_ACS

El SM_ACS se encuentra en el interior del cuerpo de NANOSAT-1B (FIGURA 1.24, indicado con un círculo y unas flechas rojas), sin limpieza magnética. La tarjeta del SM_ACS se encuentra apilada junto con otras, situada en el hemisferio Norte sobre la bandeja central del satélite, en el mismo bloque del experimento de carga útil Las Dos Torres (coloreado en naranja en la FIGURA 1.24).

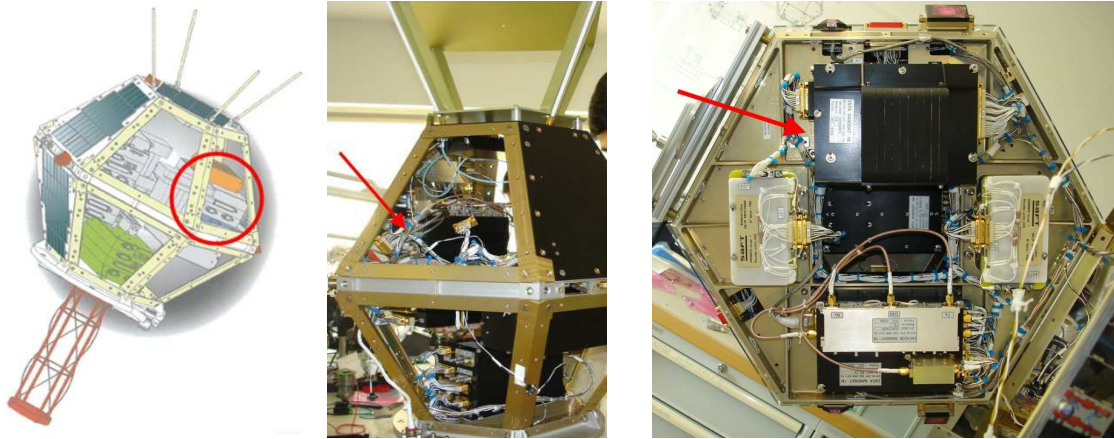


FIGURA 1.24 – Posición del SM_ACS en NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)

La posición exacta de la cabeza sensora C_0 (en sis. de referencia SAT) está en la TABLA 1.11:

TABLA 1.11 – Posición del cubo sensor, respecto del sis. de referencia del satélite (SAT)

	X_{SAT} (mm)	Y_{SAT} (mm)	Z_{SAT} (mm)
C_0	57.201	131.000	34.800

Los sensores magnéticos que se encuentran en el SM_ACS son cuatro magnetómetros de tecnología AMR fijados en las caras laterales de un cubo. El cubo con los cuatro sensores se encuentra situado en la tarjeta de circuito impreso mostrada en la FIGURA 1.25, donde se describen también el sistema de referencia del satélite (SAT) y el nombre dado a cada sensor ("SM1", "SM2", "SM3" y "SM4"). La tarjeta del SM_ACS consta de dos partes electrónicas idénticas: cada una de ellas soporta dos de los cuatro magnetómetros AMR. Este diseño responde a la necesidad de dotar de redundancia al ACS.

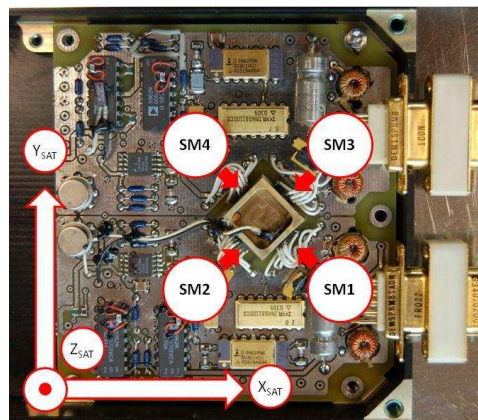


FIGURA 1.25 – PCB del SM_ACS, sistema de referencia SAT y posición de sensores magnéticos SM1..4

En la FIGURA 1.26.a se muestran las dimensiones de la bandeja que aloja al SM_ACS: 160 x 100 mm², y el propio instrumento magnético 90 x 100 mm². En la FIGURA 1.26.b, se observa la densidad de componentes electrónicos y su localización en la tarjeta.

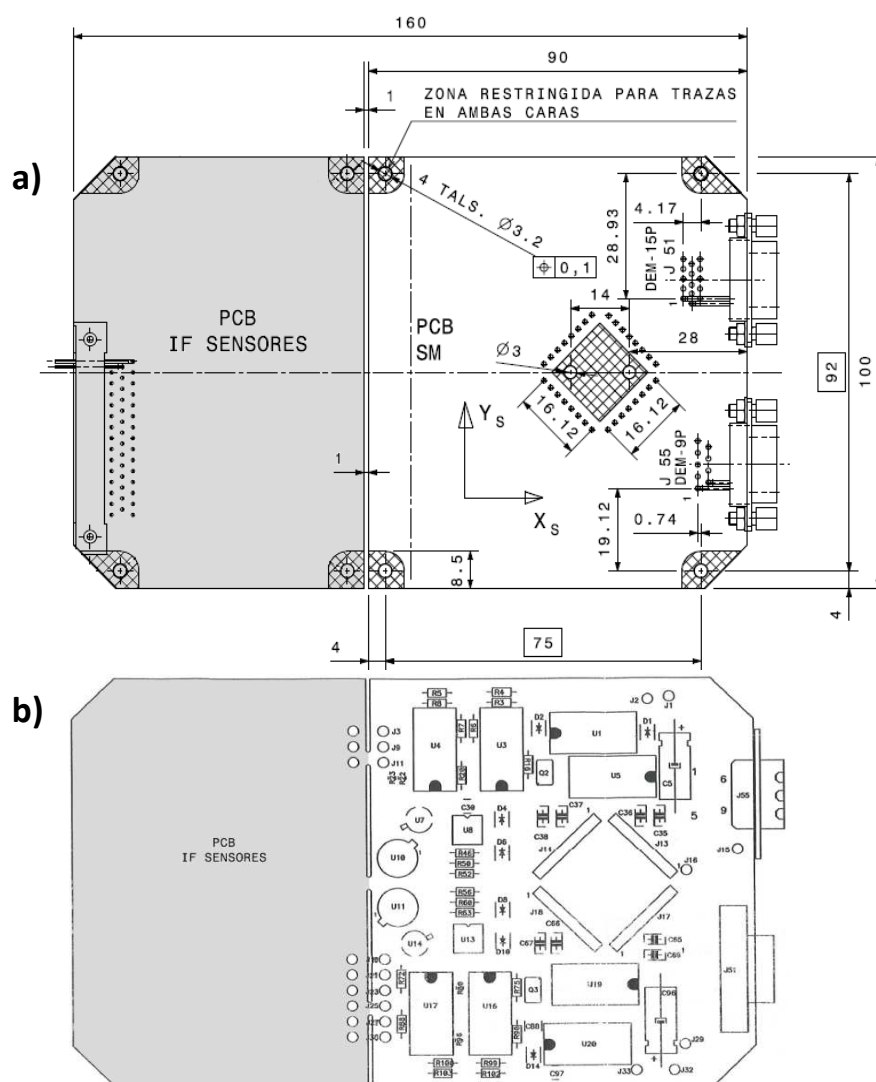


FIGURA 1.26 – a) Plano mecánico desnudo del SM_ACS. b) Posición de los componentes electrónicos del SM_ACS (proyecto NANOSAT-1B)

El acondicionamiento electrónico se hace de forma estándar empleando un amplificador de instrumentación con amplificadores operacionales OP484 *rad-hard* (Díaz Michelena, 2004).

Los magnetómetros utilizados en el SM_ACS de NANOSAT-1B son los sensores de magnetorresistencia anisotrópica HMC1021S, del fabricante Honeywell (FIGURA 1.27). Se describen en la TABLA 1.12 sus características técnicas nominales (a 25 °C).

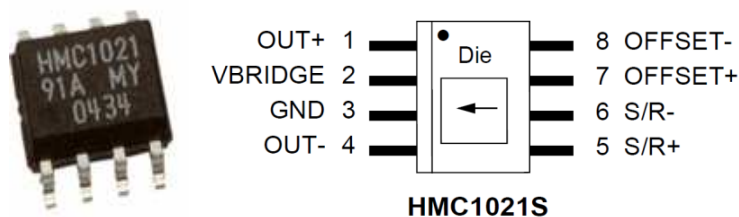


FIGURA 1.27 – Magnetómetro HMC1021; esquema del encapsulado (Honeywell, 2008)

TABLA 1.12 – Documento técnico del sensor HMC1021S (Honeywell, 2008)

CARACTERÍSTICA	CONDICIONES	MÍN.	TÍPICO	MÁX.	UNIDAD
Alimentación del puente	V_{puente} ref. a GND (tierra)		5	25	V
Resistencia del puente	$I_{\text{puente}} = 5 \text{ mA}$	800	1100	1300	Ω
Temperatura de operación		-55		150	$^{\circ}\text{C}$
Rango de campo		-600		600	μT
Error de linealidad	Ajuste para: $\pm 100 \mu\text{T}$ $\pm 300 \mu\text{T}$ $\pm 600 \mu\text{T}$		0.05 0.4 1.6		% FS
Error de histéresis	Tres barridos en $\pm 300 \mu\text{T}$		0.08		% FS
Error de repetitividad	Tres barridos en $\pm 300 \mu\text{T}$		0.08		% FS
Offset del puente	$\text{Offset} = (\text{OUT}+) - (\text{OUT}-)$ $H = 0, V_{\text{puente}} = 5 \text{ V}$, pulso SET	-10	± 2.5	11.25	mV
Sensibilidad	Corriente de S/R = 0.5 A	0.008	0.010	0.0125	mV/V/ μT
Densidad de ruido	$V_{\text{puente}} = 5 \text{ V}$, ruido 1 Hz		48		nV/ $\sqrt{\text{Hz}}$
Resolución	$V_{\text{puente}} = 5 \text{ V}$, ancho de banda 10 Hz		8.5		nT
Tira de offset	De OFFSET+ a OFFSET-	38	50	60	Ω
Campo de offset	Campo en la dirección sensitiva	0.040	0.046	0.060	mA/ μT
Tira de S/R	De S/R+ a S/R-	5.5	7.7	9	Ω
Campo perturbador	Sensibilidad se degrada	2000			μT
Sensibilidad a temperatura	$T_A = -40$ a 125°C $V_{\text{puente}} = 5 \text{ V}$ $I_{\text{puente}} = 5 \text{ mA}$	-0.32	-0.3 -0.06	-0.28	%/ $^{\circ}\text{C}$
Efecto de cross-axis	H cruzado = $100 \mu\text{T}$ H aplicado = $\pm 100 \mu\text{T}$		± 0.3		% FS
Máximo campo expuesto				1	T

El efecto de la magnetorresistencia anisotrópica (explicado en la Sección 1.3) se aprovecha en el sensor HMC1021S mediante un puente de Wheatstone de cuatro elementos magnetorresistivos, bandas magnéticas de Permalloy (Fe-Ni) (FIGURA 1.28): según las reglas de Kirchhoff, se establece la relación (22) entre las corrientes circulando en cada segmento del circuito. En el sistema del HMC1021S no existe unión entre los puntos B y D, con lo que $I_G = 0$.

$$\left. \begin{matrix} I_3 = I_4 \\ I_1 = I_2 \end{matrix} \right\}, \quad \left. \begin{matrix} I_3 R_3 = I_1 R_1 \\ I_4 R_4 = I_2 R_2 \end{matrix} \right\} \longrightarrow \frac{R_1}{R_2} = \frac{R_3}{R_4} \quad (22)$$

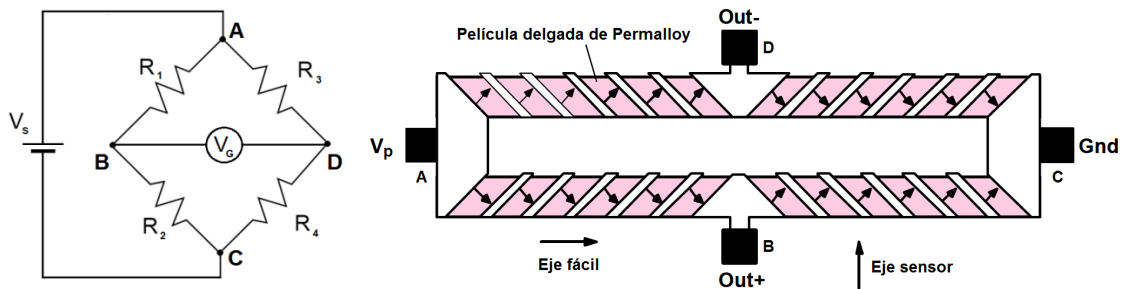


FIGURA 1.28 – Puente de Wheatstone en el magnetómetro AMR: en rosa, elementos magnetorresistivos (bandas magnéticas de Permalloy (Fe-Ni) en disposición de 45° , “barberpole”) del puente de Wheatstone (HMC1021S, Honeywell, 2008)

Existe un equilibrio entre ambos brazos del puente. Cuando esto ocurre así, la tensión V_G también se anula:

$$V_G = 0 = \left[\frac{R_2}{R_1 + R_2} V_S \right]_B - \left[\frac{R_4}{R_3 + R_4} V_S \right]_D \rightarrow \frac{R_2}{R_1 + R_2} = \frac{R_4}{R_3 + R_4} \quad (23)$$

Sin embargo, los campos magnéticos provocan cambios en la resistencia eléctrica de los componentes magnetorresistivos, lo que hace que aparezca una diferencia de potencial entre los puntos OUT+ y OUT-, el puente de Wheatstone (FIGURA 1.29). Se colocan varios de estos sensores en orientaciones adecuadas para calcular la dirección y el sentido de cualquier campo magnético desconocido, además de su módulo.

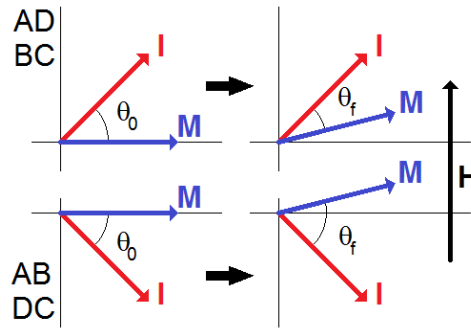


FIGURA 1.29 – Desviación de la imanación M de los elementos magnetorresistivos en $(\vartheta_f - \vartheta_0)$ por acción de un campo magnético externo, H .

El sensor HMC1021S tiene otras dos bobinas construidas, acopladas magnéticamente a los ejes principales del sensor, que aportan una serie de ventajas de mucha utilidad, evitando tener que desplegar unas bobinas alrededor del magnetómetro para obtenerlas.

- **Bobinas de SET/RESET**

La bobina de SET/RESET es una metalización en espiral alrededor del puente de Wheatstone que genera campos magnéticos de corta duración pero alta intensidad (pulsos) en la misma dirección que el “eje fácil”, pudiéndose cambiar su sentido de polarización: pulsos de SET y de RESET. La utilidad que tiene hacer esto es variada:

- Se optimiza la sensibilidad y repetitividad del sensor eliminando perturbaciones magnéticas anteriores que hubieran dejado anclados dominios en el Permalloy.
- Se minimiza el ruido propio de los elementos magnetorresistivos, causado por factores como la energía térmica o los campos magnéticos variables: se reduce la histéresis.
- Se puede calcular el campo de *offset*:
 1. Se aplica un pulso SET que va desde S/R+ a S/R-; salida en el puente: $V_{OUT}(SET)$.
 2. Se aplica otro pulso igual, pero de sentido contrario (de S/R- a S/R+), RESET; salida en el puente: $V_{OUT}(RESET)$.

3. La lectura final en el puente, $V_{OUT}(offset)$ es:
$$V_{OUT}^{offset} = \frac{V_{OUT}^{SET} - V_{OUT}^{RESET}}{2}$$

- **Descripción interna del sensor: bobinas de *OFFSET***

La bobina de *OFFSET* es también una metalización en espiral que genera un campo magnético en la misma dirección que el “eje sensor”, pudiéndose cambiar el sentido:

- Se puede eliminar el campo magnético externo (contaminación) mediante la aplicación de un campo de igual magnitud pero opuesto, haciendo pasar una determinada corriente por la tira de *OFFSET*: el campo ambiente y el de *OFFSET* se suman y son medidos por el sensor como un solo campo (principio de superposición). Se maximiza la sensibilidad del sensor.
- La forma de medida en bucle cerrado: consiste en anular constantemente todo campo detectado, haciendo que $OUT+$ se iguale a $OUT-$ siempre, y anotando la corriente necesaria para conseguirlo. Esta corriente resultante, convertida a valor de campo magnético según la calibración previa, es una medida directa del campo magnético (método de campo cero).
- Se puede auto-calibrar del sensor magnético. El proceso sería el siguiente:
 1. Se mide en dos puntos (campos externos) y se calcula la ganancia: g_1 .
 2. Se provoca un cambio en el campo magnético detectado mediante la bobina de *OFFSET*, y se calcula la nueva ganancia: g_2 .
 3. La acción de la bobina de *OFFSET* es conocida: Δg .
 4. Se calcula el valor de ganancia del sensor magnético (1 en situación ideal):

$$g_{AMR} = \frac{g_2 - g_1}{\Delta g}$$

CAPÍTULO 2. Tecnología de calibración en tierra

Sección 2.1. Introducción

Como se adelantó en el capítulo anterior, este trabajo también pretende desarrollar y mejorar una metodología propia de calibración magnética en tierra. En este capítulo se presenta todo el proceso de calibración en tierra del instrumento magnético de NANOSAT-1B (SM_ACS), basado en sensores COTS de tecnología AMR, que tuvo lugar desde el verano de 2008 hasta el lanzamiento del satélite en julio de 2009.

Se persiguen los siguientes objetivos:

- **La calibración magnética del instrumento.** Se aportarán definiciones matemáticas de lo que se busca con cada batería de medidas y explicaciones de las técnicas utilizadas en el trabajo con el SM_ACS y la plataforma NANOSAT-1B. En este trabajo mi grado de implicación supone el 40%, centrado en las tareas de programación y automatización de los procesos (>90%) y en el análisis de los resultados (75%).

Se deberán superar los siguientes criterios de cumplimiento:

- El rango de campo magnético, que cubra todo el esperado, ± 60000 nT.
- La resolución, en el orden de 10 nT.
- La determinación de la orientación, con una precisión mejor que $1 - 5^\circ$, y
- La detección de la temperatura, con una resolución mejor que 1°C .

Además, se mostrará el trabajo realizado con la calibración de otros instrumentos magnéticos del INTA a fin de demostrar la evolución de las técnicas de medida:

- El SM_ACS de NANOSAT-01⁹, predecesor del utilizado en NANOSAT-1B, con pequeñas diferencias en la configuración geométrica. Los trabajos de calibración tuvieron lugar entre 2003 y 2004 (no estuve implicado en ellos, pero sí en el análisis de sus resultados, en un 90% (Michelena et al., 2009)),
 - Los instrumentos GMR (experimental) y MGM (instrumento del sistema de control de actitud, basado en AMR), embarcados en OPTOS (implicación del 50%), que fue calibrado magnéticamente desde 2012 hasta finales de 2013, y
 - El instrumento MOURA, desarrollado para la misión MetNet-MEIGA, basado nuevamente en magnetómetros AMR (implicación del 20%), desarrollado íntegramente y calibrado entre 2011 y 2013. Toda la calibración y caracterización se encuentra en Díaz-Michelena et al., 2015(a); se muestra la aplicación de este instrumento al estudio del magnetismo de rocas como las titanomagnetitas (que explican la imanación local en la corteza de Marte) en Sanz et al., 2011.
- **El desarrollo de los métodos experimentales y de las instalaciones magnéticas del Laboratorio de Magnetismo Espacial del INTA.** En el desarrollo de las campañas de calibración se apreciarán las dificultades que han sido superadas, consiguiendo una evolución del *know-how* del laboratorio con las lecciones aprendidas en los trabajos previos (NANOSAT-01) y en NANOSAT-1B, y aplicadas en las más recientes, OPTOS y el instrumento magnético MOURA. Estas mejoras serán implementadas en los métodos, así como en la instrumentación de medida y en las instalaciones.

⁹ Siempre que aparece “SM_ACS” en este trabajo se refiere al instrumento magnético de NANOSAT-1B; para hacer referencia al SM_ACS de NANOSAT-01 se especificará convenientemente.

Sección 2.2. Estado del arte

La calibración magnética es un proceso ampliamente conocido pero de cierta complejidad técnica que consiste en la determinación de los parámetros que relacionan el campo magnético y la señal de salida de un sensor magnético, a saber:

- Las **ganancias**, que aportan la tasa de variación de la salida en relación a la intensidad del campo magnético,
- Los **offset**, que significan el valor de la salida del sensor en condiciones de un campo magnético externo nulo,
- Los **ángulos de no ortogonalidad**, que indican la desviación entre la situación ideal de ortogonalidad y la situación real de los ejes sensores de un magnetómetro, y
- Los **ángulos de Euler**, que aportan la orientación de un magnetómetro con respecto a un sistema de referencia determinado (normalmente, el del satélite); estos valores sólo se calculan en la calibración de un instrumento magnético en servicio para aportar información de la orientación (actitud) (Merayo, 1999).

Para calcular estos parámetros se debe conocer el campo magnético que afecta al magnetómetro, sea mediante la comparación con magnetómetros escalares absolutos o modelos, o mediante la generación controlada de los campos. Todos los métodos para generar y controlar campos magnéticos en laboratorio están basados en sistemas de bobinas y la ley de Ampere: $B = \mu_0 \frac{N}{l} I$. A partir de aquí, se combinan las bobinas de distintas maneras para obtener diversos resultados: configuración Helmholtz (DeTroye & Chase, 1994), configuración Maxwell (Clerk-Maxwell, 1873), configuración Braunbek (Braunbek, 1934), unidimensional o en tres dimensiones, combinación de un set de compensación y otro de calibración, etc.

En el trabajo con magnetómetros también es necesario controlar la temperatura: tanto conocer las fluctuaciones de la temperatura durante las mediciones como conseguir ambientes a temperaturas determinadas. Los efectos de los cambios de temperatura sobre cualquier tipo de magnetómetro son muy notables: variaciones de las propiedades magnéticas, dilataciones y contracciones en los sets de bobinas de los magnetómetros de inducción o en los sistemas magneto-ópticos, cambios en las condiciones de los vapores de protones en los magnetómetros NMR, etc. En los magnetómetros de estado sólido, como son las magnetorresistencias, los efectos aún son más directos si cabe, pues los cambios en temperatura afectan directamente al comportamiento eléctrico de los materiales.

Existen otros aspectos de relevancia que deben ser cuidados: el control del entorno magnético, tanto de forma pasiva (utilizando apantallamiento) como activa (compensando el campo de la Tierra), la alineación precisa de los EUT (elementos a medir) con los sistemas de calibración, el anclaje sólido de todos los sistemas para evitar vibraciones, el aislamiento térmico y la limitación de la humedad, etc. Estas precauciones son necesarias para alcanzar unos resultados precisos en el control de los campos magnéticos y la temperatura.

Existen algunos ejemplos de laboratorios de magnetismo espacial avanzados en nuestro entorno cercano europeo que dan un servicio de muy alta precisión:

El laboratorio de campos magnéticos altos (HMFA) de la Universidad de Braunschweig permite la aplicación de campos magnéticos de hasta 18.2 T (Gey & Simontowski, 1989). También en Braunschweig se encuentra el “Magnetsrode” (FIGURA 2.1.a), en el Instituto de Geofísica y Meteorología (IGEP), con bobinas triaxiales en configuración Braunbek y un control exhaustivo de la temperatura mediante 64 canales. La instrumentación magnética del departamento de *Space and Atmospheric Physics* del Imperial College de Londres¹⁰ incluye dobles sistemas de bobinas en configuración Helmholtz de rango de hasta 25 mT y 100 Hz, con una linealidad de ± 60 mT y una precisión de 0.01% en el factor de escala y de 0.1° de desalineación, pudiendo controlar la temperatura entre -50 a 125 °C (FIGURA 2.1.b).

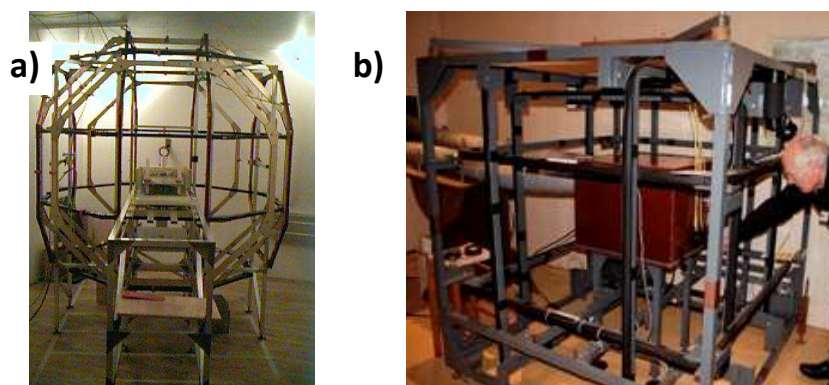


FIGURA 2.1 - Instalaciones de laboratorios magnéticos: a) Bobinas Braunbek del laboratorio “Magnetsrode” (IGEP, Braunschweig, Alemania, http://www.igep.tu-bs.de/institut/einrichtungen/magnetsrode/index_en.html); b) Imperial College (Londres, Reino Unido, http://www3.imperial.ac.uk/spat/research/areas/space_magnetometer_laboratory/space_instrumentation_facilities) (webs consultadas en marzo 2015)

Las instalaciones del “Nurmijärvi Magnetic Calibration and Test Laboratory” (NuMCTL) (FIGURA 2.2.a) del Instituto Meteorológico Finlandés (FMI), recientemente acreditadas, tienen un especial cuidado en la limpieza magnética, al haberse construido con materiales principalmente no-magnéticos (Pajunpaa et al., 2007-b); alinean ópticamente con un teodolito situado a una distancia horizontal de 60 m y controlan la temperatura entre -30 y 60 °C. Finalmente, existen las grandes instalaciones del laboratorio MFSA (*Magnetic Field Simulation Facility*¹¹) (FIGURA 2.2.b), de la empresa IABG (*Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH*) en

¹⁰ http://www3.imperial.ac.uk/spat/research/areas/space_magnetometer_laboratory, consultado en marzo, 2015.

¹¹ Catálogo de las instalaciones: http://www.iabg.de/fileadmin/media/Geschaeftsfelder/Presse/Mediathek/PDF/Englisch/survey_of_facilities.pdf, consultado en marzo, 2015.

Ottobrunn, Alemania (Kuegler, 2004; Kuegler, 2012), que dan servicio como laboratorio externo oficial de la ESA (*ESTEC Test Centre*): sus grandes dimensiones pueden albergar a satélites de gran tamaño, generando regiones de campo magnético uniforme de hasta $4 \times 4 \times 4 \text{ m}^3$ y trabajando en ambiente limpio (clase 8, según ISO14644-1¹²); los materiales de construcción son también no magnéticos (aluminio, madera, etc.) y se alcanzan resoluciones de 0.1 nT en rangos de hasta 75 μT .

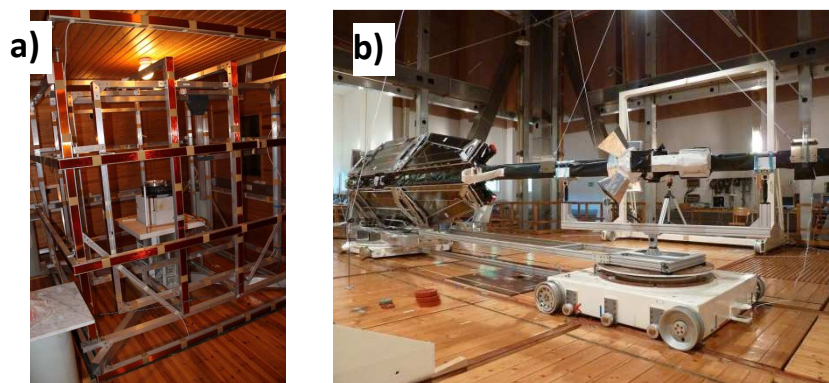


FIGURA 2.2 – Instalaciones de laboratorios magnéticos: a) NuMCTL (FMI, Finlandia, <http://en.ilmatieteenlaitos.fi/magnetometer-calibration/>); b) MFSA (IABG, Ottobrunn, Alemania, en servicio a ESTEC Test Centre, <http://www.iabg.de/en/business-fields/space/electromagnetic-tests/magnetic-field-measurement-magnetic-field-simulation/>) (webs consultadas en marzo 2015)

Los principales inconvenientes que se encontraron en este trabajo de calibración al respecto del instrumental y las instalaciones están relacionados con la precisión de las fuentes, la limpieza magnética, la alineación de los sistemas y las medidas en temperatura. El trabajo en los satélites NANOSAT permitió que las técnicas utilizadas en instrumentos posteriores (GMR, MGM, MOURA) estuvieran más depuradas y se contara con mejores instalaciones. Por otra parte, la actividad en el Laboratorio de Magnetismo Espacial del INTA con componentes COTS no tiene ninguna contrapartida, ni trabajos anteriores, lo que dificulta la intercomparación entre técnicas y metodologías.

La metodología seguida para la calibración y caracterización en tierra está basada en las técnicas habituales utilizadas por los principales grupos de investigación en la materia (p. ej., Merayo et al., 2000; Risbo et al., 2003; Dorveaux et al., 2009).

En el caso más paradigmático, Merayo et al. (2000) desarrollaron una metodología que fue utilizada con éxito en misiones como ØRSTED, ASTRID-2, CHAMP o la argentina SAC-C (COSPAR ID: 2000-075B): se consiguen precisiones absolutas de 0.5 nT, no ortogonalidades de sólo 2 arcsec y una resolución de 0.2 nT. Utilizan el propio campo magnético de la Tierra, cuyas características se conocen bien gracias al uso de un magnetómetro de precesión nuclear (como referencia de la intensidad del campo, con una precisión de 0.1 nT) y de magnetómetros vectoriales de referencia (*fluxgates*) para la orientación del campo en un observatorio magnético. Tanto el magnetómetro a calibrar (EUT) como los de referencia se sitúan en una unidad inercial de medida (IMU): un pilar estable frente a vibraciones. El EUT se fija a una plataforma giratoria (FIGURA 2.3), con libertad de movimiento en los tres ejes, y se toman medidas durante unos pocos minutos en un mínimo de 84 posiciones distintas, de manera que

¹² ISO 14644-1: Salas limpias y entornos controlados asociados – Parte 1: Clasificación limpieza del aire.

se consigue una distribución uniforme de puntos, tratando de cubrir todo el rango del campo magnético.

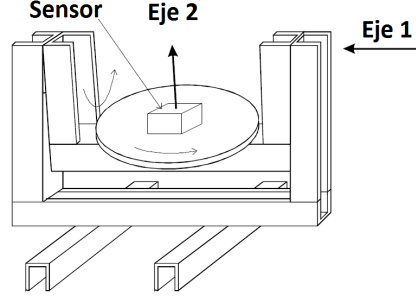


FIGURA 2.3 – Mesa giratoria en tres ejes (Merayo et al., 2000)

Todas esas medidas son promediadas y son los datos de entrada para el método de análisis basado en un procedimiento lineal de mínimos cuadrados desarrollado por Merayo et al (2000). Esto finalmente aporta los valores de la ganancia y el *offset*, que relacionan linealmente el campo magnético en unidades físicas y los valores de salida del sensor en unidades de ingeniería:

$$B_1\hat{u}_1 + B_2\hat{u}_2 + B_3\hat{u}_3 = s_1(EU_1 - O_1)\hat{w}_1 + s_2(EU_2 - O_2)\hat{w}_2 + s_3(EU_3 - O_3)\hat{w}_3 \quad (24)$$

Donde los vectores \mathbf{u} son la base ortonormal de referencia y los vectores \mathbf{w} son la base ortogonal del sensor, \mathbf{B} es el campo magnético, \mathbf{EU} son los valores de ingeniería, \mathbf{s} es la sensibilidad (ganancia) y \mathbf{O} es el *offset*.

Para el cálculo de la no ortogonalidad, relacionan la base inercial $\{u_1, u_2, u_3\}$ con la del EUT $\{w_1, w_2, w_3\}$ por la matriz T :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = T \cdot \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \gamma_1 & \gamma_2 & 0 \\ \xi_1 & \xi_2 & \xi_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \end{bmatrix} \quad (25)$$

Finalmente, los coeficientes γ y ξ de la matriz T se relacionan con los ángulos de no ortogonalidad a través de los cosenos directores, que se calculan de la comparación entre el campo aplicado y el medido.

En otros métodos se encuentran algunas diferencias en cuanto a las técnicas utilizadas: Korepanov et al. (1999) utilizan la limpieza magnética y la precisión de las instalaciones magnéticas del NuMCTL (FMI, Finlandia) para aplicar campos magnéticos controlados y después rotar el EMU 180° en cada eje. Gebre-Egziabher et al. (2006) alejan su EUT con una pértiga de madera y miden únicamente el campo geomagnético, sin generar ningún otro controlado: se apoyan en los modelos para el análisis posterior. Renaudin et al. (2010) calibran sensores AMR al aire libre, bajo el campo geomagnético, sobre una plataforma giratoria y apoyados por un sistema global de navegación por satélite (SPAN HG1700 GNSS/INS, <http://www.novatel.com>, marzo 2015); añaden piezas ferromagnéticas en distintas etapas del proceso para observar las desviaciones del modelo. Liu et al. (2014) utilizan un *fluxgate* y un acelerómetro en la mesa giratoria para calcular la orientación y la intensidad del campo.

Las instalaciones, equipamientos y métodos utilizados en la calibración del instrumento SM_ACS de NANOSAT-1B se describen en las siguientes secciones.

Sección 2.3. Metodología

- **2.3.1 – Sensores magnéticos AMR COTS**
 - A) Pruebas de calificación
 - B) Análisis funcional preliminar
 - **2.3.2 – Instrumento magnético: SM_ACS**
 - A) Análisis funcional del circuito electrónico
 - B) Calibración magnética a nivel de instrumento
 - C) Caracterización del ruido
 - **2.3.3 – Plataforma del satélite NANOSAT-1B**
 - A) Calibración magnética a nivel de plataforma
 - **2.3.4 – Otras consideraciones: Caracterización magnética de la plataforma**
 - A) Medida del momento magnético
 - B) Dipolos magnéticos generados por sistemas de NANOSAT-1B
-

La calibración magnética de instrumentos basados en sensores COTS requiere un trabajo en etapas desde el cribado de los sensores hasta la calibración final en plataforma. Estos análisis se realizan mediante procedimientos basados en los métodos existentes, adaptados a las condiciones específicas del Laboratorio de Magnetismo Especial. El objetivo de esta sección es presentar esta metodología, que se ha desarrollado en el Laboratorio de Magnetismo Espacial del INTA. Los resultados se mostrarán en la siguiente sección.

Los parámetros fundamentales de calibración de un sensor fueron trabajados de la siguiente manera:

- **Ganancia.** Para la calibración de las ganancias se optó por trabajar con campos magnéticos controlados, generados por sistemas de bobinas, en vez de medidas del campo geomagnético en múltiples orientaciones (como el método de Merayo et al. (2000)). El requisito en NANOSAT-1B es tener una ganancia que garantice un compromiso entre el rango dinámico de entre 15000 y 60000 nT (campo magnético en órbitas LEO) y la resolución del orden de 10 nT.
- **Offset.** Se usaron cámaras de campo cero para la calibración del *offset*. Y, dado que el instrumento no estará alejado del cuerpo del satélite en una pértiga, los componentes ferromagnéticos y las corrientes eléctricas de NANOSAT-1B fueron caracterizados para acotar su aportación a las medidas del SM_ACS. El requisito en

NANOSAT-1B es que el *offset* sea menor que 15000 nT para garantizar las medidas dentro del rango, teniendo en cuenta la ganancia del circuito electrónico.

- Ángulos de no ortogonalidad. Se aplicaron técnicas de alineación y mesas giratorias para conseguir una adecuada calibración de la no ortogonalidad de los sensores. No se tiene un requisito crítico para los ángulos de no ortogonalidad, si bien es necesario caracterizarlos para proporcionar una buena lectura del campo con la resolución establecida.
- Variación de los parámetros con la temperatura. Se utilizaron cámaras climáticas para las calibraciones en temperatura, si bien generan mucha contaminación magnética que hubo que apantallar. La caracterización de esta variación térmica también persigue alcanzar la resolución definida ya que viene determinada por los propios sensores.

La TABLA 2.1 muestra un resumen del equipamiento disponible en el laboratorio con sus principales características y limitaciones.

TABLA 2.1 – Instrumentación utilizada en el Laboratorio de Magnetismo Espacial

EQUIPO		TAMAÑO	PARÁMETROS CALIBRACIÓN	RANGO DINÁMICO	RESOLUCIÓN	NOTAS
Fuentes *	Agilent E3632A	-	-	0 – 30 V 0 – 4 A	1 mV 0.5 mA	
	Agilent E3634A	-	-	0 – 50 V 0 – 4 A	1 mV 0.5 mA	
	Batería Qualitech QP12-4	90 x 70 x 102 mm	-	-	-	12 V, 4 AH
	Keithley 6220	-	-	$2 \cdot 10^{-9} - 0.1$ A	$0.1 \cdot 10^{-6} - 10$ μ A	
Sistema de bobinas	1) Triaxial	\varnothing_1 2250 mm \varnothing_2 2340 mm \varnothing_A 2460 mm	CTE. ₁ 140.9 μ T/A CTE. ₂ 132.4 μ T/A CTE. _A 119.7 μ T/A	CTE. x Rango fuente (A)	CTE. x Resolución fuente (A)	Helmholtz
	2) Uniaxial	$\varnothing \sim 740$ mm	CTE. 611.981 μ T/A			\sim Helmholtz
	3) Triaxial	L = 340 mm L = 340 mm L = 340 mm	CTE. 245 μ T/A (en cada eje)			Cuadradas \sim Helmholtz
	4) Triaxial	L ₁ = 220 mm L ₂ = 240 mm \varnothing_B 340 mm L _B = 300 mm	CTE. ₁ = CTE. ₂ 244 μ T/A (338 μ T/A) CTE. _B 750 μ T/A (1070 μ T/A)			2 cuadradas \sim Helmholtz, dentro de un solenoide
Cámaras de campo cero	1) Portátil	L = 310 mm \varnothing 371 mm (ext.) \varnothing 344 mm (int.)	Apantallamiento $\sim 1/10000$	-	-	Bicapa μ -metal
	2) Vertical	L = 900 mm \varnothing 430 mm	Apantallamiento $\sim 1/1000$	-	-	Monocapa μ -metal
	3) Horizontal	L = 1600 mm \varnothing 610 mm (ext.) \varnothing 550 mm (int.)	Apantallamiento $\sim 1/10000$	-	-	Tricapa μ -metal
Plataforma rotatoria	Rótula		-	-	-	
Cámara climática	Binder MK53	330 x 402 x 402 mm ³	-	-40 – 180 °C	$\pm 0.4 - 2.0$ K	
Brazo mecánico *	Newport XPS	Recorrido en los 3 ejes: 810 mm Pértiga: 1550 mm	-	-	-	

Continúa:

Continúa:

EQUIPO		TAMAÑO	PARÁMETROS CALIBRACIÓN	RANGO DINÁMICO	RESOLUCIÓN	NOTAS
Magnetómetros*	Bartington MAG-03 MSL70	32 x 32 x 152 mm ³	7 nT/mV	± 70 µT	± 5 nT	Fluxgate
	Bartington MAG-03 MSB100	32 x 32 x 152 mm ³	10 nT/mV	± 100 µT	± 5 nT	Fluxgate
	Bartington MAG-03 MS500	32 x 32 x 152 mm ³	50 nT/mV	± 500 µT	± 25 nT	Fluxgate
Osciloscopio*	Agilent DSO6014A	-	-	Ver: 1 – 5000 mV/div. Hor.: 5·10 ⁻⁹ – 50 s/div.	Ver.: ± 100 mV Hor.: 2.5 ps	
Generador funciones *	Agilent 33220A	-	-	Seno: 1 µHz – 20 MHz 10 mVpp – 10 Vpp	10ppm + 3 pHz 1mVpp (@1 kHz)	Seno, cuadrado, rampa, triángulo, pulso, ruido, DC
Analizador frecuencia*	SR770FFT Network Analyzer	-	-	476 µHz – 0.1 MHz -60 – 34 dBV	25 ppm ± 0.3 dB	

* Todos los aparatos electrónicos pudieron ser controlados vía GPIB (*General-Purpose Instrumentation Bus*) mediante programas informáticos de Matlab.

2.3.1. Sensores magnéticos AMR COTS

La primera parte de este trabajo consistió en el cribado de los sensores magnéticos COTS (magnetómetros AMR HMC1021S) (Díaz-Michelena et al., 2010) para seleccionar los más adecuados del lote para el vuelo. En la Sección 1.3 ya quedó descrito el funcionamiento de estos sensores. Se describen aquí las pruebas de calificación y las pruebas preliminares.

A) Pruebas de calificación

El principal inconveniente de los COTS es precisamente no estar calificados para algunas de las funciones en condiciones espaciales extremas. Es por ello que deben someterse a un proceso de selección donde sean puestos a prueba y se pueda determinar qué componentes están preparados para aportar una respuesta aceptable, dentro de un margen de confianza caracterizado (Day, 1999; Herbert, 2006; Pignol, 2010).

Este proceso de selección comprende las siguientes baterías de pruebas:

- **Up – screening** (“cribado”): conjunto de pruebas aplicadas a las unidades, centradas fundamentalmente en la búsqueda de posibles fuentes de fallos. Las aplicadas en el cribado de los magnetómetros del SM_ACS fueron (Michelena et al., 2010):
 - **Tests de desgasificación (outgassing)**: algunos componentes plásticos sometidos a ultra-alto vacío (como en condiciones espaciales) pueden sufrir un proceso de desgasificación por el que se van descomponiendo superficialmente con el tiempo en una forma tenue de gas. Se pretende evitar esto por el peligro que supone que ese gas pueda depositarse en otros elementos electrónicos y producir un sobre-

calentamiento, o sobre los elementos optoelectrónicos, obstaculizando la adecuada emisión o recepción de luz.

El test de *outgassing* siguió las especificaciones de la Agencia Espacial Europea (norma ECSS Q-ST-70-02C) que consistió en pesar los componentes antes y después de haber sido sometidos a un nivel determinado de vacío. Se mantuvieron las condiciones de temperatura a $(20 \pm 1)^\circ\text{C}$, y humedad a $(65 \pm 5)\%$, y se aplicó una presión de vacío de 10^{-7} Torr. Se comprobó que el peso de los sensores AMR permaneció constante, por lo que pudieron ser validados.

- **Tests de envejecimiento por temperatura (*temperature aging*):** son procesos compuestos por una secuencia de tests que tienen por objeto determinar si podrá existir algún tipo de deriva en las medidas debido a la temperatura. Se siguió la norma del Departamento de Defensa de Estados Unidos MIL-STD-883.

Tanto al comienzo como al final del proceso se realizó un examen visual para descartar cualquier desperfecto detectable macroscópicamente. Todas las caracterizaciones realizadas sobre los componentes para comprobar si hubo algún daño monitorizaron las siguientes magnitudes: resistencia del puente (de Wheatstone), *offset* del puente, resistencia de la bobina de *offset*, resistencia de la bobina de *set/reset* y sensibilidad de los sensores (con rampas de $\pm 150 \mu\text{T}$).

En primer lugar se realizó un choque térmico sobre la muestra de elementos del lote, según la norma MIL-STD-883.

A continuación se llevó a cabo un “quemado” (*burn-in*) de los componentes: se aumentó la temperatura a 125°C , manteniéndola así durante 240 h, simulando 3 años de vida. A algunos de los elementos chequeados en el *burn-in* se les aplicó simultáneamente un ciclado de vida: en condiciones simuladas de la funcionalidad de los componentes, entre -20 y 75°C , se realizaron 1410000 ciclos de *set/reset*.

Al final se volvió a hacer una caracterización eléctrica y magnética en los puntos de temperatura más alto y más bajo de la misión (-20 y 75°C). Los resultados fueron satisfactorios, y se pudieron caracterizar dos tipos de variaciones debidas a la temperatura (resultados en Michelena et al., 2010):

- *Variaciones térmicas controladas:* los cambios de temperatura provocan un cambio repetitivo en la respuesta de los sensores, por lo que se pueden caracterizar y se trabaja con ellos.
 - *Derivas térmicas no controladas:* los efectos térmicos del *burn-in* o el desgaste del ciclado de vida provocan cambios no controlados, relacionados en parte con el sobrecalentamiento no homogéneo de los componentes. Esto puede llevar a derivas temporales que pueden recuperarse con el tiempo (al enfriar), o a daños en los componentes y sus consiguientes cambios permanentes. Conviene realizar un estudio exhaustivo para acotar adecuadamente el daño sufrido: si los daños son excesivamente grandes, se descartan los magnetómetros.
- **Tests de radiación (FIGURA 2.4):** se mide la radiación acumulada total (TID), muy específicamente para COTS con aplicaciones en espacio. Fuera de la magnetosfera, los

componentes están expuestos a la radiación solar, lo que puede dañar tanto a los sistemas electrónicos como a los propios sensores. Se dividen en dos tipos:

- **Irradiación de rayos γ :** se aplicó radiación ionizante de alta energía, en dosis que variaron entre los 0.5 y los 50 rad/h. Tras una TID de 4.66 krad, los elementos magnetorresistivos decrecieron en torno a un 4% todos por igual, con lo que los puentes de Wheatstone permanecieron equilibrados y se consideró aceptable.
- **Irradiación de protones:** se aplicó radiación de partículas masivas (que pueden provocar daños por desplazamiento) en varios pasos. Se utilizaron haces de protones de 52 MeV, en flujos de $2.5 \cdot 10^8$ protones/cm²s. Los elementos magnetorresistivos decrecieron su valor en un 8%, lo que también fue considerado válido.

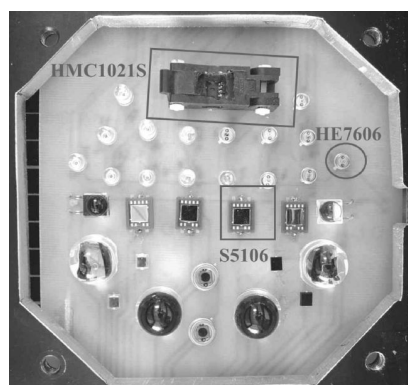


FIGURA 2.4 – Selección de dispositivos para la irradiación con protones: las partes metálicas del zócalo que aloja al sensor AMR HMC1021S fueron reemplazadas por otras no metálicas; también se observan fotodiodos S5106 (Hamamatsu) y dispositivos IRED HE7606 (Hitachi) (Michelena et al., 2010)

Tras cada proceso de selección se aceptó un lote de componentes que quedaron a disposición del equipo de desarrollo para el ensamblaje de cada elemento del satélite. Esto no garantizaba completamente su fiabilidad en la misión, pero aportó un margen de confianza.

- **TRL: *Technology Readiness Level* (Nivel de Madurez Tecnológica)**

Existe un baremo para catalogar toda tecnología desarrollada dependiendo de cómo de avanzada se encuentre, que pasará por las etapas presentadas en la TABLA 2.2¹³.

Enfrentado a este baremo, un componente COTS que hubiera pasado todos los tests anteriormente descritos se encontraría en un nivel TRL 3; el TRL 6 se alcanzará tras su instalación en el instrumento completo y una demostración exitosa; finalmente, es el salto a los últimos tres niveles lo que proporciona a cualquier componente electrónico una fiabilidad reconocida en el campo del desarrollo tecnológico espacial. Para poder salvar los últimos niveles de madurez tecnológica se necesita monitorizar adecuadamente tanto el rendimiento del componente como su degradación: se requiere una operación exitosa en entorno espacial

¹³ Según la definición aportada por la Comisión Europea en el documento "*Technology readiness levels (TRL)*", Anexo G., HORIZONTE 2020 – WORK PROGRAMME 2014-2015, Anexos Generales, Extracto de la Parte 19 - *Commission Decision C(2014)4995*.

para alcanzar el TRL 9, y esto precisa de una verificación de sus capacidades, según el componente.

TABLA 2.2 – Clasificación del nivel de madurez tecnológica (según estándar europeo)

TRL 1	Principios básicos observados e informados.
TRL 2	Conceptos tecnológicos y su aplicación formulados.
TRL 3	Funciones críticas puestas a prueba analítica y experimentalmente.
TRL 4	Validación del componente o la placa de prueba en entorno de laboratorio.
TRL 5	Validación del componente o la placa de prueba en entorno relevante.
TRL 6	Demostración del prototipo o del modelo del sistema en entorno relevante.
TRL 7	Demostración del prototipo del sistema en entorno espacial.
TRL 8	Sistema real completado y calificado para vuelo mediante tests y demostración.
TRL 9	Sistema real probado en vuelo en operaciones de una misión exitosa.

En definitiva, el uso de COTS en una misión espacial conlleva algunos riesgos en la inversión y en los resultados científico-técnicos, pero también puede reportar grandes beneficios: cada componente comercial calificado para espacio abre la puerta de la investigación a más equipos de presupuestos más reducidos y desbloquea nuevos caminos de desarrollo para la industria.

B) Análisis funcional preliminar

Se realizó una calibración de los sensores seleccionados para el satélite NANOSAT-1B por separado, antes de montarse en el cubo sensor y en plataforma, para chequear todas sus funcionalidades (se trabajó siempre a temperatura ambiente). La forma de chequear brevemente los magnetómetros consistió en la aplicación de un campo magnético de prueba:

1. Se alinea el sensor con un campo magnético moderado aplicado, monitorizando la salida en un osciloscopio; se rota en los tres ejes hasta conseguir un máximo de señal, lo que indica una alineación óptima. Con esta técnica se consigue una alineación con un error por debajo del mínimo campo observado en el osciloscopio.
2. Se miden la sensibilidad y el *offset*, en rango completo, aplicando una rampa de campo de $\pm 100 \mu\text{T}$, en pasos de $20 \mu\text{T}$.
3. Se mide la resolución, aplicando una rampa de campo muy bajo de hasta $\pm 5 \mu\text{T}$, en pasos de $0.03 \mu\text{T}$.

Las limitaciones en esta técnica de calibración se encuentran principalmente en las imprecisiones causadas por la desalineación con el campo magnético de pruebas y en la precisión del campo magnético que pueden generar las fuentes.

- **Instrumentación y limpieza magnética**

En el Laboratorio de Magnetismo Espacial se cuenta con estructuras no magnéticas, tanto en los sistemas experimentales como en el propio mobiliario. Se trata de maximizar la limpieza magnética alejando del EUT todos los sistemas electrónicos y los elementos con cierta firma magnética para minimizar su efecto sobre las medidas. A pesar de eso, las estructuras de la propia construcción del edificio (tendido eléctrico, tuberías, vigas...) pueden ser magnéticas y existen otros elementos magnéticos de mobiliario y equipamiento que no pueden ser alejados suficientemente.

Para los análisis preliminares se utilizaron zócalos para los sensores (*FIGURA 2.5*), a los que se cambiaron las piezas magnéticas (tornillería, muelles...) por elementos de nylon y latón, materiales no magnéticos. Además así no se tendrían que soldar los magnetómetros, siendo preservados hasta el momento en que fueron utilizados sobre la PCB de NANOSAT-1B.



FIGURA 2.5 – Zócalo no magnético para la manipulación segura del sensor magnético HMC1021 durante pruebas funcionales: medida pasiva de limpieza magnética (proyecto NANOSAT-1B)

Se trabajó dentro de la cámara de campo cero “1” (*TABLA 2.1*) como forma de apantallamiento pasivo del campo externo. Se utilizaron el sistema de bobinas “4” para aplicar campos magnéticos moderados (rango de $\pm 100 \mu\text{T}$) y las fuentes de alimentación Agilent 3632A. También se utilizó la plataforma rotatoria, “rótula”, con la que se pudieron alinear los ejes de medida del sensor con los campos de calibración (*FIGURA 2.6*).

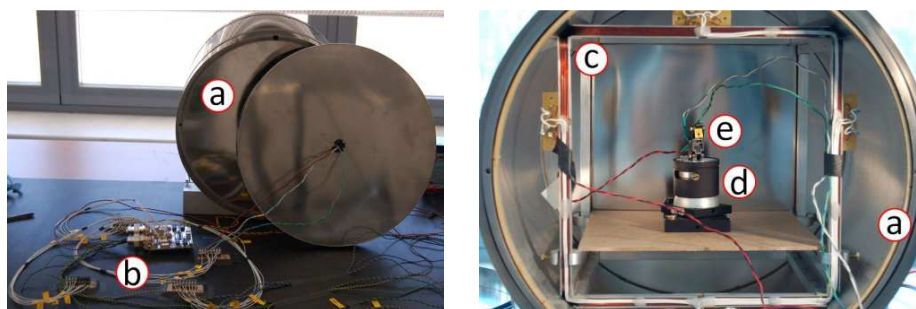


FIGURA 2.6 – Set-up magnético de pruebas funcionales: a) cámara de campo cero pequeña; b) electrónica de acondicionamiento preliminar; c) sistema cuadrado de bobinas; d) rótula; e) zócalo con el magnetómetro (proyecto NANOSAT-1B)

2.3.2. Instrumento magnético: SM_ACS

Una vez cribados los sensores magnéticos COTS, se fabricó la PCB del instrumento SM_ACS y se hicieron pruebas funcionales sobre su circuito electrónico. Tras verificar que los resultados fueron adecuados, se procedió al montaje de los sensores magnéticos, componiendo el instrumento magnético completo: el SM_ACS. Se va a describir ese proceso, así como la

configuración especial de los magnetómetros HMC1021S en la cabeza sensora del instrumento y los sensores de temperatura, de gran importancia en la detección del campo magnético. Finalmente, se explicarán los métodos de calibración magnética del SM_ACS, especialmente los relacionados con la calibración en temperatura y la caracterización del ruido.

A) Análisis funcional a nivel COTS

A.1. Análisis funcional de la electrónica de acondicionamiento

La electrónica del instrumento SM_ACS se verifica por separado antes de conectar los sensores para evitarles un sobre-estrés y tener una caracterización de la misma independiente de la respuesta de los sensores. Se dispuso un puente de Wheatstone con resistencias variables del mismo valor que las del puente del magnetómetro para simular la respuesta de los sensores, y de una resistencia del valor nominal de la resistencia de *set/reset* (S/R) de los HMC1021S (7.7Ω) para observar el pico de corriente correspondiente a la aplicación de *set/reset* (FIGURA 2.7).

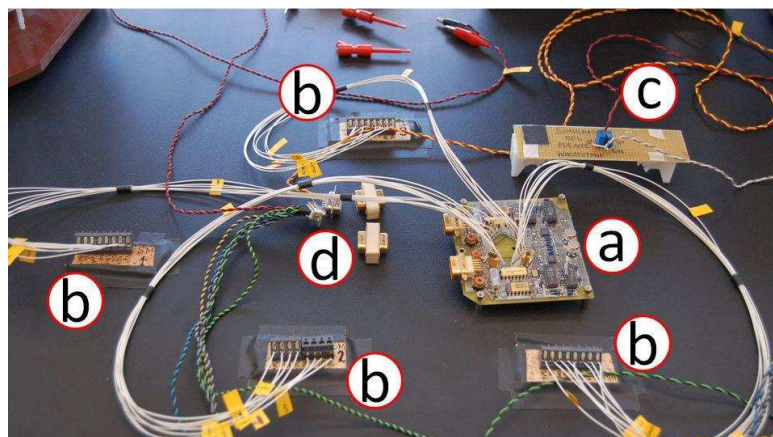


FIGURA 2.7 – Set-up de pruebas funcionales electrónicas del SM_ACS: a) Placa base del circuito; b) Simulación de los cuatro sensores AMR; c) Circuito externo simulador del puente de Wheatstone; d) Protectores (frente a picos de tensión) y cableado de alimentación. (Proyecto NANOSAT-1B)

Se utilizó un circuito de puesta a cero para restaurar el estado inicial de imanación antes de medir. Se aplicaron pulsos S/R de unos pocos nanosegundos, alcanzando campos de entre 6 y 10 mT, directamente sobre las cintas de Permalloy (que realizan la función magnetorresistiva). La señal de entrada de S/R (simulada por un generador de señal) se conmutó entre 0 y 5 V, obteniéndose los picos de corriente necesarios para la puesta a cero de los sensores. La corriente mínima necesaria para imanar el sensor en la dirección y sentido de aplicación del campo de S/R es de 0.5 A, y la máxima corriente admisible es de 4.0 A.

A.2. Cabeza sensora y disposición geométrica

La configuración geométrica de los sensores del SM_ACS en NANOSAT-1B no es sencilla: los cuatro sensores fueron fijados en las caras laterales de un cubo con una inclinación de un

ángulo nominal de 45° . A su vez, este cubo fue rotado en torno a un eje vertical a la tarjeta un ángulo nominal de 45° (FIGURA 2.8). Esto permite tener más redundancia para las medidas en cada eje del sistema de referencia del satélite (SAT), pero su cálculo no es inmediato.

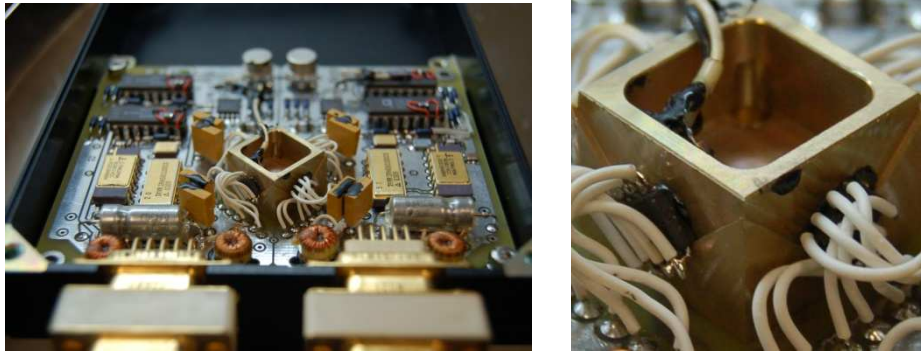


FIGURA 2.8 – PCB del SM_ACS y detalle del cubo sensor (proyecto NANOSAT-1B)

Para averiguar la relación entre la posición de cada sensor (SM1..4) y el sistema de referencia del satélite, se realizan los siguientes cálculos:

1. Todos los sensores parten de una posición inicial virtual, con el eje sensor apuntando hacia el eje +Z del satélite, y se les aplican unas transformaciones que acabarán dando la posición final de cada uno. Así, estudiando sus ejes, según el sistema de referencia SAT, y sabiendo que cada uno está fijado sobre las caras laterales del cubo, se parte de la posición inicial siguiente:
 - El sensor SM1 tiene su eje sensor hacia +Z y su cara hacia +X.
 - El sensor SM2 tiene su eje sensor hacia +Z y su cara hacia -Y.
 - El sensor SM3 tiene su eje sensor hacia +Z y su cara hacia +Y.
 - El sensor SM4 tiene su eje sensor hacia +Z y su cara hacia -X.
2. Cada sensor sufre una rotación que alcanza la posición que finalmente tiene sobre su cara en el cubo, de 45° nominales con la vertical (α_i), según la FIGURA 2.9.

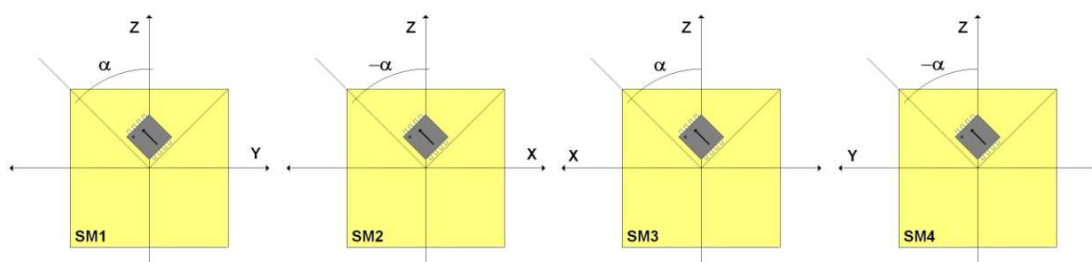


FIGURA 2.9 – Rotación α_i para cada sensor SM1..4

3. Todo el cubo sufre una rotación de 45° nominales (β) alrededor del eje Z del satélite (FIGURA 2.10.a).
4. Todo el cubo se inclina un determinado ángulo (γ) alrededor del eje -Y del satélite (FIGURA 2.10.b). Aunque en NANOSAT-1B su valor es nulo, en NANOSAT-01 sí existía una inclinación γ de unos 15° : se incluye por completitud.

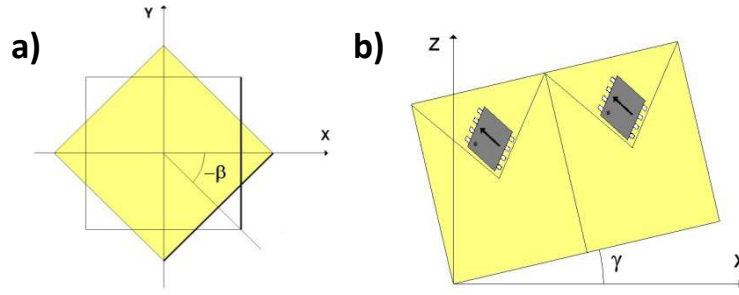


FIGURA 2.10 – a) Rotación β . b) Rotación γ

Matemáticamente, se tiene lo siguiente:

- Rotación α (distinta para cada sensor):

$$R_{\alpha 1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_1 & -\sin \alpha_1 \\ 0 & \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix}, \quad R_{\alpha 2} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_2 & 0 & -\sin \alpha_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_2 & 0 & \cos \alpha_2 \end{bmatrix}$$

$$R_{\alpha 3} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_3 & 0 & \sin \alpha_3 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_3 & 0 & \cos \alpha_3 \end{bmatrix}, \quad R_{\alpha 4} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_4 & \sin \alpha_4 \\ 0 & -\sin \alpha_4 & \cos \alpha_4 \end{bmatrix}$$

- Rotación β :

$$R_{\beta} = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

- Inclinación γ :

$$R_{\gamma} = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix}$$

Se cumple la relación:

$$\vec{v}_{SAT} = R_{\gamma} \cdot R_{\beta} \cdot R_{\alpha i} \cdot \vec{v}_{SMi} = R_i \cdot \vec{v}_{SMi}$$

Para cada sensor (SM1..4) se debe variar únicamente las rotaciones $R_{\alpha i}$; así, en el caso ideal:

$$R_i = R_{\gamma} \cdot R_{\beta} \cdot R_{\alpha i} = \text{matriz de cambio de base: } \{SMi\} \text{ a } \{SAT\}$$

En el caso general, para cada sensor se tiene:

$$R_1 = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \gamma & \cos \alpha_1 \cos \gamma \sin \beta - \sin \alpha_1 \sin \gamma & -\cos \alpha_1 \sin \gamma - \cos \gamma \sin \alpha_1 \sin \beta \\ -\sin \beta & \cos \alpha_1 \cos \beta & -\cos \beta \sin \alpha_1 \\ \cos \beta \sin \gamma & \cos \gamma \sin \alpha_1 + \cos \alpha_1 \sin \beta \sin \gamma & \cos \alpha_1 \cos \gamma - \sin \alpha_1 \sin \beta \sin \gamma \end{bmatrix}$$

$$R_2 = \begin{bmatrix} \cos \alpha_2 \cos \beta \cos \gamma - \sin \alpha_2 \sin \gamma & \cos \gamma \sin \beta & -\cos \alpha_2 \sin \gamma - \cos \beta \cos \gamma \sin \alpha_2 \\ -\cos \alpha_2 \sin \beta & \cos \beta & \sin \alpha_2 \sin \beta \\ \cos \gamma \sin \alpha_2 + \cos \alpha_2 \cos \beta \sin \gamma & \sin \beta \sin \gamma & \cos \alpha_2 \cos \gamma - \cos \beta \sin \alpha_2 \sin \gamma \end{bmatrix}$$

$$R_3 = \begin{bmatrix} \sin \alpha_3 \sin \gamma + \cos \alpha_3 \cos \beta \cos \gamma & \cos \gamma \sin \beta & \cos \beta \cos \gamma \sin \alpha_3 - \cos \alpha_3 \sin \gamma \\ -\cos \alpha_3 \sin \beta & \cos \beta & -\sin \alpha_3 \sin \beta \\ \cos \alpha_3 \cos \beta \sin \gamma - \cos \gamma \sin \alpha_3 & \sin \beta \sin \gamma & \cos \alpha_3 \cos \gamma + \cos \beta \sin \alpha_3 \sin \gamma \end{bmatrix}$$

$$R_4 = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \gamma & \sin \alpha_4 \sin \gamma + \cos \alpha_4 \cos \gamma \sin \beta & \cos \gamma \sin \alpha_4 \sin \beta - \cos \alpha_4 \sin \gamma \\ -\sin \beta & \cos \alpha_4 \cos \beta & \cos \beta \sin \alpha_4 \\ \cos \beta \sin \gamma & \cos \alpha_4 \sin \beta \sin \gamma - \cos \gamma \sin \alpha_4 & \cos \alpha_4 \cos \gamma + \sin \alpha_4 \sin \beta \sin \gamma \end{bmatrix}$$

Conociendo los valores nominales de α_i , β y γ , se puede obtener el valor de R_i :

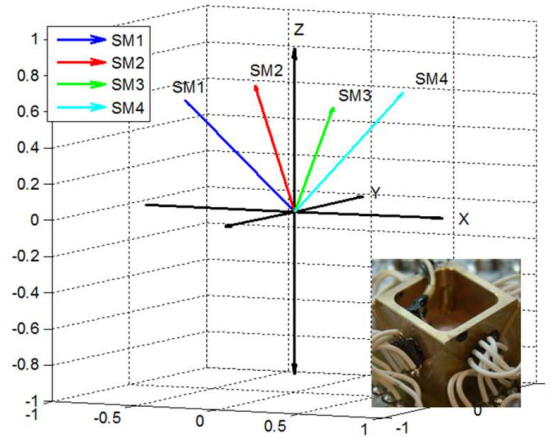
$$\alpha = 45^\circ, \quad \beta = 45^\circ, \quad \gamma = 0^\circ$$

$$R_1 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \sqrt{2} & 1 & -1 \\ -\sqrt{2} & 1 & -1 \\ 0 & \sqrt{2} & \sqrt{2} \end{bmatrix}, \quad R_2 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 1 & \sqrt{2} & -1 \\ -1 & \sqrt{2} & 1 \\ \sqrt{2} & 0 & \sqrt{2} \end{bmatrix}$$

$$R_3 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 1 & \sqrt{2} & 1 \\ -1 & \sqrt{2} & -1 \\ -\sqrt{2} & 0 & \sqrt{2} \end{bmatrix}, \quad R_4 = \begin{bmatrix} \sqrt{2} & 1 & 1 \\ -\sqrt{2} & 1 & 1 \\ 0 & -\sqrt{2} & \sqrt{2} \end{bmatrix}$$

Finalmente, se observa en la **FIGURA 2.11** los ejes de medida de cada sensor, en el sistema de referencia del satélite.

FIGURA 2.11 – Orientación de los “ejes sensores” de los sensores magnéticos SM1..4 (en sis. de referencia SAT, de NANOSAT-1B)



Dada la distribución geométrica de los sensores, para la medida del vector campo magnético bastaría con el uso de tres de ellos. Sin embargo, se aprovecha la redundancia que aporta el tener un cuarto sensor: las medidas con las que se trabaje serán el resultado de promediar las calculadas por cada “tríada” de sensores (1-2-3, 1-2-4, 1-3-4 y 2-3-4), como se observa en la **FIGURA 2.12** (realizada tras las calibraciones magnéticas). F es la intensidad total del campo magnético:

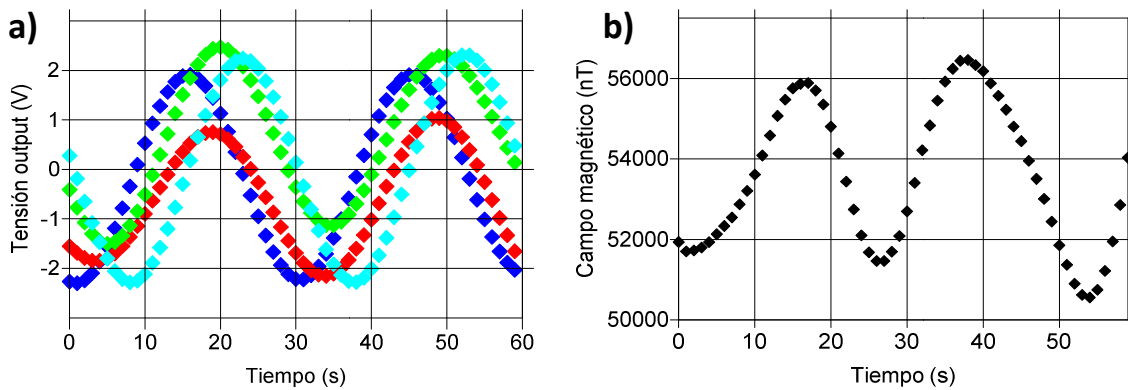


FIGURA 2.12 – Campo magnético utilizado en laboratorio: a) Lecturas de tensión (V): en azul, SM1; en rojo, SM2; en verde, SM3; en cian, SM4. b) Campo magnético medido promediando la solución de campo con las 4 diferentes tríadas de sensores.

A.3. Sensores de temperatura

La dependencia de las medidas magnéticas con la temperatura en los sensores magnéticos de este tipo suele ser muy acusada en ganancia y *offset*. Se necesita tener bien monitorizada la temperatura para poder obtener una buena calibración magnética primero y buenas mediciones después.

Se utilizaron sensores de temperatura AD590LF, con encapsulado plástico que tienen menor firma magnética (Analog Devices, 2003). Se muestran en la TABLA 2.3 sus principales características (a 25 °C y 5 V de alimentación).

TABLA 2.3 – Especificaciones técnicas sensor de temperatura AD590LF (Analog Devices, 2003)

CARACTERÍSTICA	CONDICIONES	MÍN.	TÍPICO	MÁX.	UNIDAD
Alimentación	Rango de tensión de operación	4		30	V
Error de calibración				±1.0	°C
Sensibilidad	Coefficiente nominal		1		μA/°C
Corriente nominal de salida			298.2		μA
No linealidad				±0.4	°C
Repetitividad				±0.1	°C
Deriva temporal				±0.1	°C

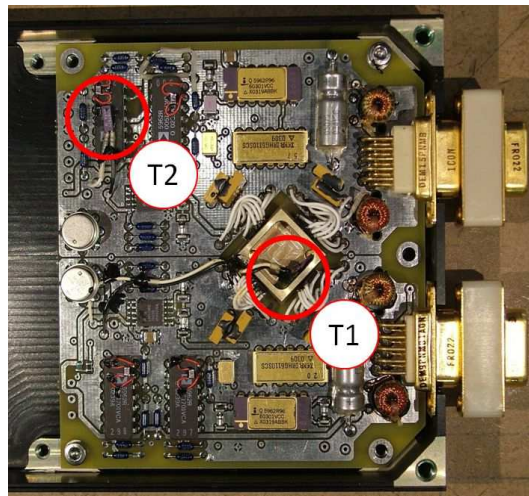


FIGURA 2.13 – Posición de los sensores de temperatura (T1, T2) en el SM_ACS (proyecto NANOSAT-1B)

Se utilizaron dos sensores de tipo *flatpack*, un formato más adaptable al uso que se le pretendía dar, pegados lo más cerca posible de los puntos de interés: fueron colocados en el mismo cubo sensor (T1) y sobre la electrónica (T2), según se observa en la FIGURA 2.13.

Sus parámetros de calibración son los siguientes:

$$\left. \begin{aligned} T_1(V) &= 0.1480 \cdot T_1(^{\circ}\text{C}) + 3.6660 \\ T_1(^{\circ}\text{C}) &= 6.7568 \cdot T_1(V) - 24.7703 \end{aligned} \right\}$$

$$\left. \begin{aligned} T_2(V) &= 0.1500 \cdot T_2(^{\circ}\text{C}) + 2.5190 \\ T_2(^{\circ}\text{C}) &= 6.6667 \cdot T_2(V) - 16.7933 \end{aligned} \right\}$$

B) Calibración magnética a nivel de instrumento

Como se introdujo en la Sección 2.2, los parámetros que relacionan el campo magnético con la señal de salida de los magnetómetros son las ganancias, los *offset* y los ángulos de no ortogonalidad (los ángulos de Euler sólo son necesarios en situaciones donde el sistema de referencia del magnetómetro está rotado del inercial, p. ej., en vuelo: cálculo de la actitud).

Se empieza considerando que el campo magnético H es detectado en los tres ejes del instrumento magnético con una cierta imprecisión (no ortogonalidad), por lo que se debe proyectar adecuadamente sobre un sistema ortogonal. Esta transformación es lineal y se define convenientemente en la ecuación (26) (I es la matriz identidad):

$$H' = (I + S) \cdot H + b \quad (26)$$

Donde S es la matriz que contiene la no ortogonalidad, b es una constante de margen de error (*bias*), H es el campo externo y H' es el campo detectado en el sistema no ortogonal.

Por otro lado, la conversión de campo magnético a señal de salida de los sensores es también una relación lineal, según la ecuación (27):

$$V = A \cdot H' + B \quad (27)$$

Donde A y B son los parámetros de ganancia y *offset*, respectivamente. Si se unen las ecuaciones (26) y (27) se tiene:

$$V = A \cdot [(I + S) \cdot H + b] + B = (A \cdot (I + S)) \cdot H + (A \cdot b + B) \quad (28)$$

$$\left. \begin{array}{l} A' = A \cdot (I + S) \\ B' = A \cdot b + B \end{array} \right\} \longrightarrow V = A' \cdot H + B' \quad (29)$$

Donde A' y B' son los parámetros de la relación lineal total entre el campo magnético y la señal de salida. A efectos prácticos, *en la calibración en tierra* se llamará ganancia (A) a la A' y *offset* (B) a la B' , pero siendo conscientes de las magnitudes que van implícitas dentro de esos parámetros. El cálculo de los ángulos de no ortogonalidad se obtiene a partir de estos parámetros de calibración, según se mostrará más adelante.

Así pues, la calibración magnética en tierra consistió en calcular el valor de esos parámetros A y B , para los cuatro magnetómetros que hay en la cabeza sensora:

$$\left. \begin{array}{l} V^{SM1} = A_X^{SM1} \cdot H_X + A_Y^{SM1} \cdot H_Y + A_Z^{SM1} \cdot H_Z + B^{SM1} \\ V^{SM2} = A_X^{SM2} \cdot H_X + A_Y^{SM2} \cdot H_Y + A_Z^{SM2} \cdot H_Z + B^{SM2} \\ V^{SM3} = A_X^{SM3} \cdot H_X + A_Y^{SM3} \cdot H_Y + A_Z^{SM3} \cdot H_Z + B^{SM3} \\ V^{SM4} = A_X^{SM4} \cdot H_X + A_Y^{SM4} \cdot H_Y + A_Z^{SM4} \cdot H_Z + B^{SM4} \end{array} \right\} \quad (30)$$

Además, la tensión de salida varía notablemente con la temperatura, por lo que se debe tener monitorizada la temperatura a la que se encuentran los sensores. La dependencia con la temperatura se caracteriza de la siguiente forma:

$$\left. \begin{aligned} A &= A_{T_{REF}} + \frac{dA}{dT} (T - T_{REF}) \\ B &= B_{T_{REF}} + \frac{dB}{dT} (T - T_{REF}) \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

En la calibración magnética de NANOSAT-1B, la ecuación (31) se expresa así:

$$\left. \begin{aligned} u_j^{Ai} &= \frac{dA}{dT} \\ v_j^{Ai} &= A_{T_{REF}} - \frac{dA}{dT} T_{REF} \end{aligned} \right\}, \quad \left. \begin{aligned} u^{Bi} &= \frac{dB}{dT} \\ v^{Bi} &= B_{T_{REF}} - \frac{dB}{dT} T_{REF} \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

$$\left. \begin{aligned} A_j^{SMi} &= u_j^{Ai} \cdot T + v_j^{Ai} \\ B^{SMi} &= u^{Bi} \cdot T + v^{Bi} \end{aligned} \right\}, \quad \begin{aligned} i &= 1..4 \\ j &= X, Y, Z \end{aligned} \quad (33)$$

Finalmente, la calibración magnética persigue calcular los valores de los parámetros u y v en la ecuación (33). Se trabaja siempre en el sistema internacional (TABLA 2.4):

TABLA 2.4 – Unidades de las magnitudes físicas y los coeficientes de calibración (NANOSAT-1B)

Magnitudes físicas		Ganancias A	Offset B	Coeficientes	
				u	v
Tensión de salida	(V)			A	A
				$(V/\mu T^\circ C)$	$(V/\mu T)$
Campo magnético	(μT)	$(V/\mu T)$	(V)	B	B
				$(V/^\circ C)$	(V)
Temperatura	($^\circ C$)				

B.1. Técnica de desimanación

Se utilizan técnicas de desimanación antes de toda calibración y caracterización magnética para eliminar cualquier imanación remanente que pudiera quedar en el sistema y desvirtuara las pruebas. Esta técnica está motivada porque algunos de los componentes electrónicos de la tarjeta tienen una imanación residual.

La desimanación consiste en aplicar sobre el EUT un campo oscilante decreciente, de manera que los dominios magnéticos se reorientan siguiendo la frecuencia del campo; al ser cada vez de intensidad más débil, los dominios van adoptando orientaciones aleatorias, hasta que la amplitud es cercana a cero y todos los dominios quedan orientados aleatoriamente generando una componente neta nula. Dicho de otra manera, a medida que el campo va decreciendo, el área del ciclo de histéresis y la imanación remanente (M_R) también van siendo menores, hasta que finalmente M_R se anula (bajo un cierto margen de error) (FIGURA 2.14.a).

El EUT es colocado en el centro de las bobinas “2” (FIGURA 2.14.b), donde la configuración Helmholtz garantiza un campo homogéneo controlado. A pesar de que el SM_ACS se diseñó para medir campos menores de 60 μT (el campo máximo en la órbita LEO), se preparó una señal desimanadora con un máximo de amplitud de 2000 μT : esto es así en previsión de cualquier otro campo alto mayor que pudiera encontrar NANOSAT-1B en su camino desde el laboratorio hasta la órbita.

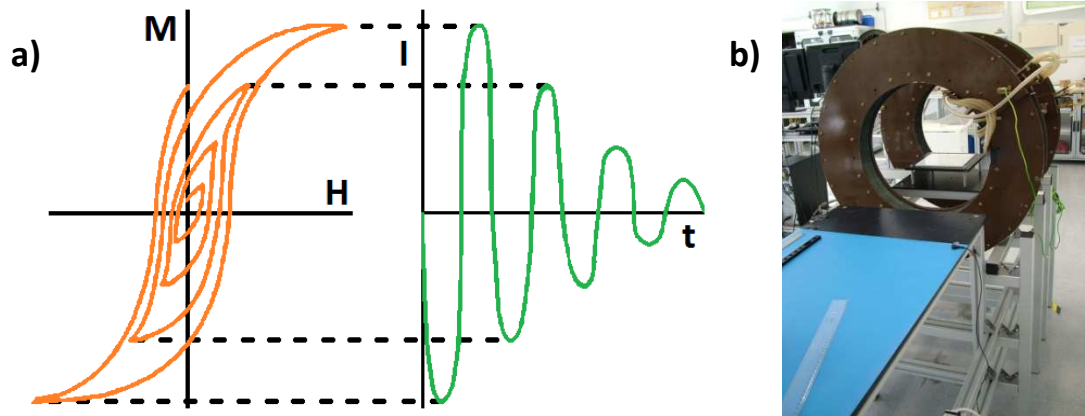


FIGURA 2.14 – a) Curva de histéresis bajo un campo magnético de desimanación H , generado por una corriente alterna $I(t)$ de amplitud decreciente. b) Sistema uniaxial de bobinas Helmholtz

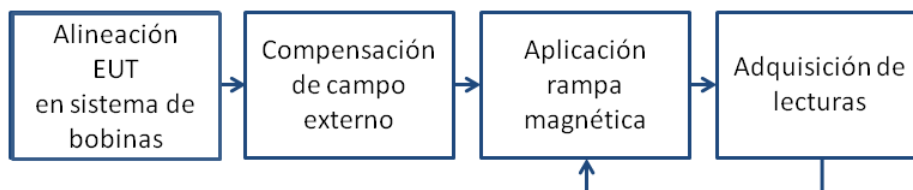
- **Instrumentación y limpieza magnética**

Para esta técnica de desimanación se utilizó un circuito RLC en serie ($R = 70.56 \pm 0.01 \, \Omega$, $L = 328.0 \pm 0.1 \, \text{mH}$, $C = 50.0 \pm 0.1 \, \mu\text{F}$) y el generador de señal a una frecuencia de 67.20 Hz, elegido así para evitar la aportación del ruido de 50 Hz de la red eléctrica. El mínimo campo alcanzable suministrado por la fuente de corriente (Agilent 3632A) es el correspondiente a 1 mA, es decir: $0.7386 \, \mu\text{T}$ (según la calibración de las bobinas “2” (FIGURA 2.14.b)). Todo el proceso se automatizó controlando los equipos con el programa *demag_ramp.m*, desarrollado en Matlab.

B.2. Calibración de la ganancia

i. Calibración en campo magnético (T_{room})

Se buscan los parámetros u y v que describen los coeficientes A según la ecuación (33). El proceso se puede resumir en el siguiente esquema:



Para alinear el instrumento en las bobinas se utilizó principalmente un sistema geométrico apoyado por punteros láser, centrando el cubo sensor en el sistema. La compensación o apantallamiento de campo externo se realizó de manera pasiva, introduciendo el EUT en cámaras de campo cero. El campo magnético de calibración se aplicó mediante sistemas de bobinas, cubriendo todo el rango de la misión con holgura: $\pm 100 \, \mu\text{T}$.

- **Instrumentación y limpieza magnética**

Se utilizaron las cámaras de campo cero “1” y “2”, y los sistemas de bobinas “3” y “4”, alimentados por las fuentes de corriente Agilent 3632A y 3634A. Para la alineación se utilizaron punteros láser. El control de equipos y de aplicación y adquisición de medidas fue automatizado con programas de Matlab.

No fue posible alejar los sensores magnéticos de su electrónica de acondicionamiento: ya se vio en la Sección 1.4 la disposición de la tarjeta electrónica del SM_ACS, donde todos los componentes están alrededor de la cabeza sensora. Las cámaras de campo cero son la única medida de limpieza magnética aplicada en esta fase.

- **Análisis**

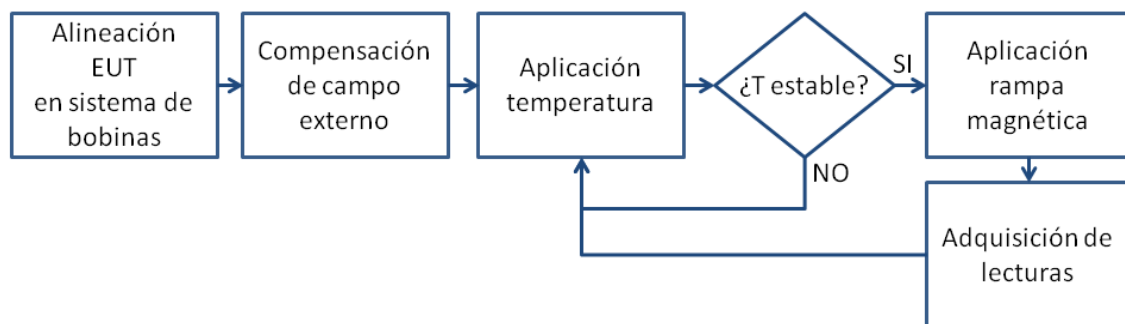
Con una regresión lineal se relacionan el campo de calibración H y la señal de salida, V :

$$V(V) = p \cdot H(\mu T) + q \quad (34)$$

El valor q calculado en esta fase no es el *offset* definitivo, que será explicado más adelante. El valor p es el coeficiente v^A de la ganancia (A), según la ecuación (33), a falta de la calibración en temperatura.

ii. Calibración en temperatura

Para calibrar en temperatura se necesitó una cámara climática donde poder variar la temperatura de manera controlada e introducir sistemas magnéticos de generación de campo. El siguiente esquema resume el proceso:



El proceso es similar a la calibración a temperatura ambiente: se somete al EUT a una rampa magnética y se registran sus tensiones de salida, a distintas temperaturas cada vez. Sin embargo, en entornos de temperatura variable conviene tener en cuenta algunos detalles:

- Los motores de la propia cámara climática y sus piezas ferromagnéticas pesadas lo hacen un entorno muy contaminado magnéticamente. Ni siquiera una compensación dinámica permite cubrir el rango completo. Se tuvo que apagar la cámara climática antes de cada medida para minimizar la contaminación de los motores, aprovechando la inercia térmica para mantener la temperatura estable en el punto de medida.

- La cámara de campo cero es un entorno bastante estanco, lo que hace difícil la transmisión de calor dentro de la cámara climática, que habitualmente aprovecha los procesos de convección para homogeneizar la temperatura.
- Los elementos sensores de los magnetómetros (las tiras de Permalloy) y los sensores de temperatura se encuentran encapsulados por su propia construcción, con lo que no se conoce exactamente el valor de la temperatura que están experimentando. La única forma de superar este problema fue contenerlo dentro del margen de error y optimizar las demás medidas de refinamiento.

A pesar de todas las dificultades, se debe llegar a un equilibrio entre el tiempo de los tests y su calidad. Se establece un margen de error suficiente donde quedan englobados todos estos factores adversos (~ 0.5 °C). La rampa magnética aplicada cubrió todo el rango necesario: ± 60 μ T. Los valores de temperatura aplicados fueron: $T_{\text{cámara}} = [-5, 25, T_{\text{ROOM}}(\sim 25), 38]$ °C.

- **Instrumentación y limpieza magnética**

Se utilizó la cámara climática Binder, la cámara de campo cero “1” y las bobinas “4” (FIGURA 2.6 y FIGURA 2.15). Se usaron tiras gruesas de cobre (muy conductoras de la temperatura) desde el exterior de la cámara de campo cero al interior, forzando la transmisión de calor por conducción. Se aplicó gas nitrógeno para mantener un entorno seco y poder alcanzar temperaturas bajo cero sin condensación de agua sobre los sistemas electrónicos.

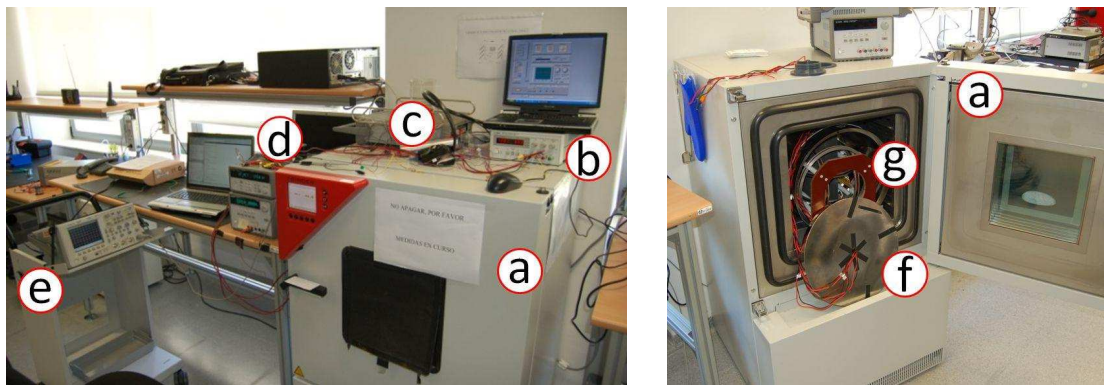


FIGURA 2.15 – Set-up de calibración previa en temperatura: a) cámara climática Binder; b) EGSE preliminar del instrumento GMR (OPTOS); c) entrada de gas N_2 ; d) sistemas de control y alimentación; e) osciloscopio ; f) cámara de campo cero; g) sistema de bobinas (proyectos NANOSAT-1B y OPTOS)

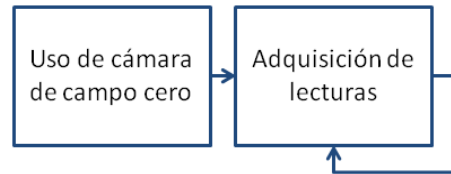
La alineación del instrumento se apoyó en las lecturas del osciloscopio y la generación de campo fue alimentada con las fuentes de corriente Agilent 3632A y 3634A. Los sistemas se controlaron mediante programas de Matlab.

- **Análisis**

Se realiza una regresión lineal como en el apartado anterior. El valor q sigue sin ser el definitivo del *offset*, el entorno está demasiado contaminado magnéticamente. El valor p es el coeficiente u^A de la ganancia (A), según la ecuación (33).

B.3. Calibración del *offset*

Se busca conocer la respuesta de los sensores en situación de campo magnético nulo. Consistió en poner el instrumento magnético en una cámara de campo cero y comprobar sus lecturas. No se pudieron aplicar distintas temperaturas de manera controlada, pues no se podría apantallar la contaminación magnética de una cámara climática. Por tanto, para calcular la variación del *offset* con la temperatura se trabajó con una exposición prolongada, aprovechando la propia variación diaria de temperatura, monitorizándola con los sensores de temperatura de la PCB. Se siguió un proceso sencillo como el siguiente:



- **Instrumentación y limpieza magnética**

Se utilizó la cámara de campo cero “3”, compuesta de tres capas de μ -metal¹⁴ conectadas a tierra que permiten un apantallamiento inferior a 1/10000 (FIGURA 2.16).

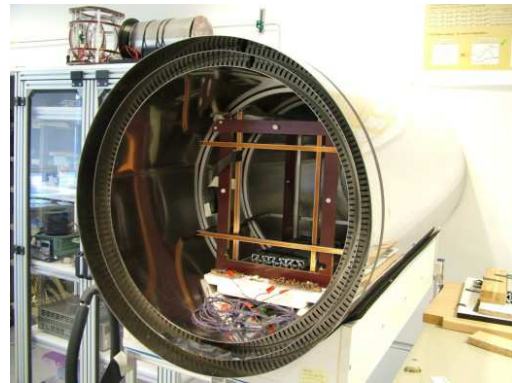


FIGURA 2.16 – Cámara de campo cero del Laboratorio de Magnetismo Espacial (INTA)

- **Análisis**

Las lecturas sólo varían con la temperatura ($T_{\text{ROOM}} \pm 5 \text{ }^{\circ}\text{C}$), que se mide con los sensores AD590LF de la PCB. Se realiza una regresión lineal entre esto y la señal de salida:

$$V(V) = p \cdot T(V) + q \quad (35)$$

Los coeficientes de la regresión lineal, p y q , son los valores buscados de u^B y v^B del *offset* (B), respectivamente, según la ecuación (33).

B.4. Calibración de los ángulos de no ortogonalidad

El cálculo de los ángulos de no ortogonalidad se realizó a posteriori, a partir de la calibración magnética de las ganancias y los *offsets*. A varias temperaturas, se aplicaron campos conocidos H en orientaciones aleatorias y se calculó el ángulo que formaban con los ejes de medida comparando H con las lecturas en dichos ejes (según los parámetros A y B):

¹⁴ Aleación de níquel-hierro (también cobre y molibdeno) de muy alta permeabilidad magnética, siendo un material muy eficaz en el apantallamiento de campos magnéticos.

$$H \cdot \cos \alpha_i = H_i \quad (36)$$

Los ángulos nominales entre los ejes de medida y el sistema de referencia del satélite (en sentido positivo) se recogen en la *TABLA 2.5*. Comparando estos con los ángulos calculados según los valores de calibración, se obtienen los ángulos de no ortogonalidad, como se muestra en la siguiente sección de resultados.

TABLA 2.5 – Ejes teóricos entre los ejes de medida de cada sensor SM1..4 y el sis. de referencia SAT

	SM1 (°)	SM2 (°)	SM3 (°)	SM4 (°)
EJE X	135.0000	135.0000	45.0000	45.0000
EJE Y	135.0000	45.0000	135.0000	45.0000
EJE Z	45.0000	45.0000	45.0000	45.0000

C) Caracterización del ruido

La caracterización del ruido nos aporta el umbral de detección espectral de campo magnético de los magnetómetros. Se analizaron los datos recogidos por el analizador de frecuencia SR770FFT Network Analyzer, de Stanford Research Systems, de los sensores magnéticos (SM1..4) y de los sensores de temperatura (T1, T2), por completitud.

Para la medida del ruido de los distintos sensores se empleó la batería Qualitech QP12-4 para alimentar todo el sistema con el fin de evitar cualquier fluctuación típica de las fuentes conectadas a la red. Se colocó la PCB del SM_ACS dentro de la cámara de campo cero “3” (*FIGURA 2.16*), que además sirvió como jaula de Faraday gracias a sus tres capas conectadas a tierra. Todo este apantallamiento sirvió como entorno suficientemente protegido para tomar las medidas del ruido. La señal fue monitorizada mediante el osciloscopio (*FIGURA 2.17*).

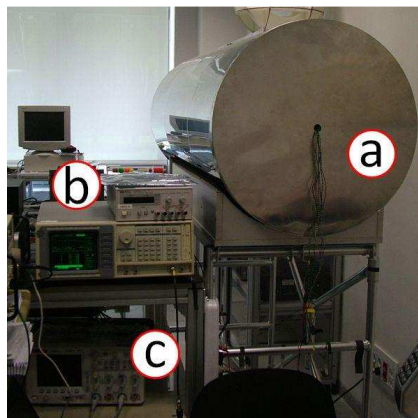


FIGURA 2.17 – Set-up de las pruebas de caracterización del ruido: a) Cámara de campo cero; b) analizador de frecuencias; c) osciloscopio. (Proyecto NANOSAT-1B)

2.3.3. Plataforma del satélite NANOSAT-1B

La calibración magnética a nivel de plataforma del satélite NANOSAT-1B se realizó tras el cribado y el chequeo del instrumento magnético, y se hizo sobre el modelo de vuelo (FM) completamente integrado. Todas las pruebas se realizaron en el Laboratorio de Magnetismo Espacial; la adquisición de datos se llevó a cabo a través del equipo eléctrico de soporte en tierra (EGSE) (*FIGURA 2.18*). El satélite NANOSAT-1B contaba con una estructura de sujeción que permitía su manipulación y su traslado con garantías de seguridad. Todos los laterales (cubiertos de paneles solares) estaban protegidos por pantallas de metacrilato y las antenas estaban envueltas en fundas de teflón. Todos esos componentes de seguridad estaban hechos con materiales no magnéticos con el propósito de dar la consistencia estructural necesaria sin interferir magnéticamente en las pruebas magnéticas.

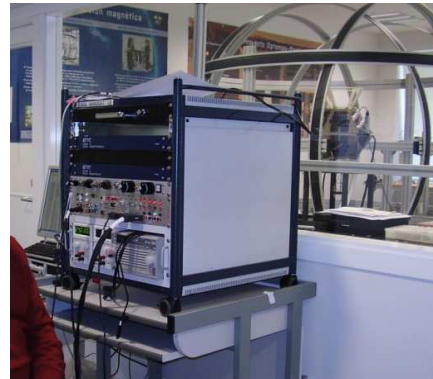


FIGURA 2.18 – EGSE de NANOSAT-1B
(proyecto NANOSAT-1B)

A) Calibración magnética en plataforma

Las mismas técnicas expresadas para la calibración magnética del instrumento se utilizaron con todo el satélite ensamblado, salvo algunas peculiaridades que se muestran a continuación.

A.1. Técnicas de desimanación

Las técnicas de desimanación descritas anteriormente son utilizadas de igual manera para el satélite en conjunto, aunque utilizando las bobinas “1”, donde NANOSAT-1B sí podía caber. En este caso, la aplicación de estas técnicas se hace aún más importante, dado que el satélite cuenta con multitud de componentes que han podido ser imanados en los múltiples trabajos de calibración previos: pruebas de vibración, vacío térmico, etc. La calibración y caracterización magnética de NANOSAT-1B fue el último ensayo en ser aplicado por esta razón.

A.2. Calibración de la ganancia

i. Calibración en campo magnético (T_{room})

La calibración consistió en la relación de los datos de salida del instrumento magnético al estar bajo campos magnéticos controlados, estando NANOSAT-1B en el centro del sistema de bobinas “1” (*FIGURA 2.19.a*). El sistema de referencia del satélite, siendo solidario con el del propio sensor magnético, fue alineado convenientemente con el del sistema de bobinas. Para

la correcta alineación se utilizaron láseres fijados en el sistema de referencia de las bobinas, como se puede observar en la FIGURA 2.19.b. Se estimó un error de alineación menor de 1° .

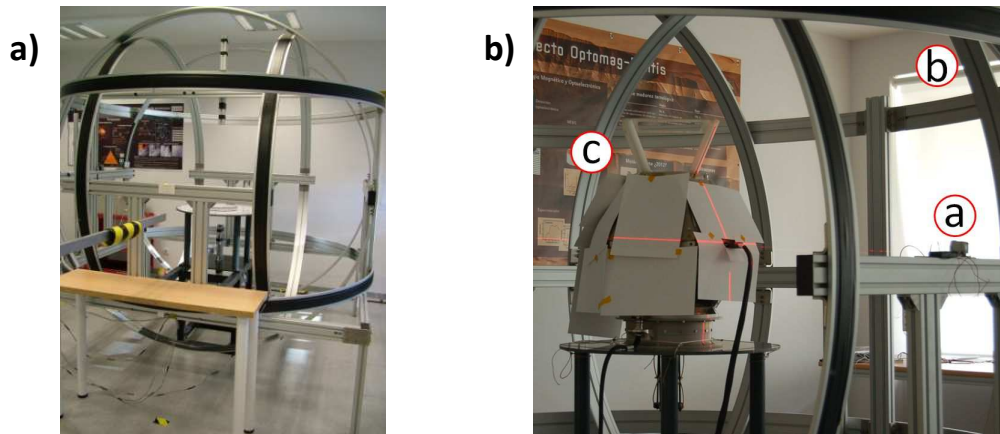


FIGURA 2.19 – a) Sistema de bobinas triaxial en configuración Helmholtz. b) Correcta alineación por medio de láser: se proyectaron dos cruces desde el centro de los ejes X e Y del sistema de bobinas. b.a) Láser; b.b) sistema de bobinas triaxial; b.c) NANOSAT-1B, con sus caras protegidas (proyecto NANOSAT-1B).

Previo a la colocación de NANOSAT-1B se calculó el campo magnético compensatorio (del campo externo). Este valor serviría después para centrar la rampa de calibración en un valor nulo y así cubrir todo el rango del sensor (método activo-estático de compensación). Para ello se colocó un magnetómetro calibrado tipo *fluxgate* (TABLA 2.1) en el punto donde sería colocado después NANOSAT-1B, en el centro del sistema de bobinas “1”. Se fue aplicando campo en los tres ejes hasta alcanzar el valor de campo que anula todas las lecturas (detección a campo cero), con la precisión de las lecturas del *fluxgate* (~ 10 nT).

Dado que sólo se utilizó un sistema de bobinas, tanto el campo de calibración como el de compensación se aplicarían por las mismas: se confirmó que aún con la adición del campo de compensación podría alcanzarse todo el rango de calibración.

Se utilizó este método de compensación de campo externo pues NANOSAT-1B no podía caber en ninguna de las cámaras de campo cero a disposición. Este método es menos preciso que el uso de cámaras de campo cero (método pasivo) o los métodos activos-dinámicos (con un segundo sistema de bobinas de compensación realimentados con la variación diurna); sin embargo, se considera adecuado porque se realizó en días tranquilos, con duraciones de cada ensayo por debajo de 1 h, con lo que la variación diurna no fue significativa.

La rampa aplicada cubrió un rango de ± 60 μ T para asegurar que se probaba todo el rango de trabajo que se espera para NANOSAT-1B (campo geomagnético en órbitas LEO). Estas medidas se hicieron a la temperatura de referencia, que es la temperatura ambiente: $T(V) = 7 V \rightarrow T(^{\circ}C) = 22.5 \pm 0.5$ $^{\circ}C$.

- **Instrumentación y limpieza magnética**

Se utilizó el sistema de bobinas “1” (FIGURA 2.19.a), alimentado por las fuentes de corriente Agilent 3632A y 3634A. La posición de NANOSAT-1B dentro del sistema de bobinas se

mantuvo fija: aún no se contaba con una mesa giratoria de dimensiones adecuadas que permitiera rotaciones del EUT. El control de los sistemas de generación de campo se hizo mediante programas de Matlab y la adquisición de datos a través del EGSE del proyecto.

El método de compensación de campo externo debería actualizarse con el tiempo a lo largo de las propias calibraciones; sin embargo, cada rampa de calibración duró alrededor de 30 min y no se realizó ninguna actualización intermedia por la dificultad de mover el EUT del centro del sistema de bobinas. El error cometido estaría compuesto de la imprecisión propia del *fluxgate* y la variación natural equivalente a ese tiempo: en total, del orden de 10 nT.

ii. Calibración en temperatura

NANOSAT-1B no se pudo introducir en una cámara climática debido a su tamaño. Por ello, se utilizaron los resultados calibrados en el instrumento magnético SM_ACS y se adaptaron las dependencias térmicas a los resultados calibrados en el modelo de vuelo en plataforma.

A.3. Calibración del *offset*

Al igual que con la calibración en temperatura, no se pudo introducir al satélite en ninguna cámara de campo cero para la calibración del *offset*, por su tamaño, por lo que también se trabajó con los resultados obtenidos del SM_ACS.

A.4. Calibración de los ángulos de no ortogonalidad

Los métodos utilizados para la calibración de los ángulos de no ortogonalidad son los mismos que se utilizaron para el instrumento magnético.

2.3.4. Otras consideraciones: Caracterización magnética de la plataforma

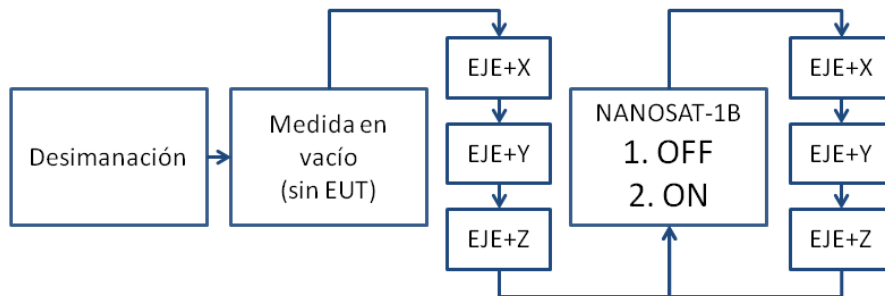
La caracterización magnética tiene dos objetivos:

1. Dentro del subsistema de control de actitud: conocer cuál es el momento magnético del cuerpo en conjunto y el de los otros elementos magnéticos importantes en NANOSAT-1B, especialmente los magnetopares, que generan los torques para girar el satélite en órbita.
2. Dentro del subsistema de cargas útiles: dar una cota de valores de campo generado por el resto de los elementos de la plataforma, que pueden contaminar las medidas magnéticas de los sensores.

A) Medida del momento magnético

Se desarrolló un procedimiento de medida del momento magnético que consistió en la adquisición de medidas magnéticas a diferentes distancias del centro del sistema SAT (del EUT) en los ejes {X, Y, Z}; se aplicó tanto al satélite como a cada una de sus partes.

Se calculó el momento magnético siguiendo este procedimiento:



1. Técnica de desimanación.
2. Sin el EUT: Medida del campo magnético en cada eje {X, Y, Z}. Se utiliza un sensor (*fluxgate* MAG-03MS500) colocado en una pértiga cuya distancia al satélite es controlada por un brazo mecánico paso a paso; se toman medidas a varias distancias del centro del sistema de medida (desde las paredes del satélite hasta 900 mm). Este punto es esencial por la variación de campo a lo largo de la dirección de medida.
3. Posicionamiento del EUT en el centro del sistema: desimanado, apagado.
4. Con el EUT: Medida del campo magnético en cada eje {X, Y, Z} mediante el sistema descrito anteriormente: en este punto se conoce la aportación al momento magnético de los imanes permanentes.
5. EUT desimanado, encendido: Se activan todos los subsistemas que puedan estar en funcionamiento al mismo tiempo que el instrumento magnético SM_ACS.
6. Con el EUT: Medida del campo magnético en cada eje {X, Y, Z} mediante el sistema descrito anteriormente: en este punto se conoce la aportación al momento magnético de las corrientes eléctricas.

- **Instrumentación y limpieza magnética**

Se utilizó un magnetómetro *fluxgate* MAG-03MS500, de Bartington, fijado en un brazo mecánico que automatiza los desplazamientos (*FIGURA 2.20*); este brazo cuenta con una pértiga de 155 cm para alejar lo más posible el magnetómetro de la contaminación magnética del motor del propio brazo. En la imagen se ve el satélite posicionado en el sistema de bobinas “1”, si bien no se aplicó ningún campo. Como medida de limpieza magnética, se alejaron del EUT todos los equipos y mobiliario que pudieran ser magnéticos.

Las medidas hechas en vacío sirvieron de base para todas las medidas posteriores. Así se pudo dejar el brazo mecánico en una posición permanente y fue el satélite el que se giró (manualmente) para orientar de forma conveniente sus ejes X e Y en la dirección del *fluxgate*.

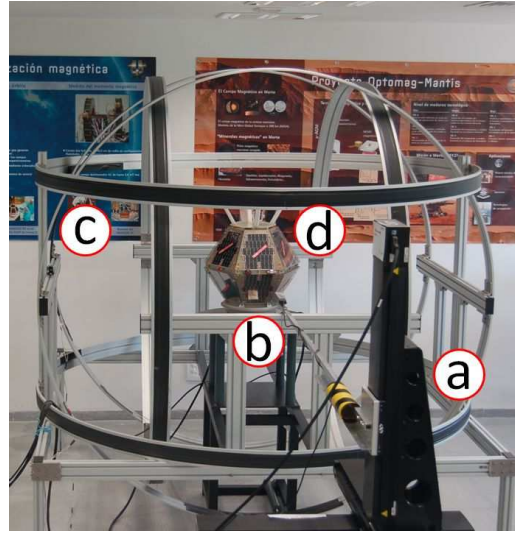


FIGURA 2.20 – Brazo mecánico tomando medidas magnéticas a distintas distancias de NANOSAT-1B: a) brazo mecánico; b) magnetómetro fluxgate; c) sistema triaxial de bobinas; d) EUT (NANOSAT-1B). (Proyecto NANOSAT-1B)

Se trabajan los datos en aproximación dipolar (simplificando los efectos multipolares) y se calcula el valor del momento magnético (\mathbf{m}) del EUT a partir del flujo magnético, \mathbf{B} , según la siguiente ecuación (a partir de la Ley de Biot-Savart, disponible en Reitz et al., 1986):

$$\vec{B} = \frac{\mu_0}{4\pi} \left(\frac{3\vec{r}(\vec{m} \cdot \vec{r})}{r^5} - \frac{\vec{m}}{r^3} \right) \quad (37)$$

Se muestra el resultado de la medida del eje Z por ser el de mayor intensidad, si bien se caracterizan las tres componentes de momento magnético.

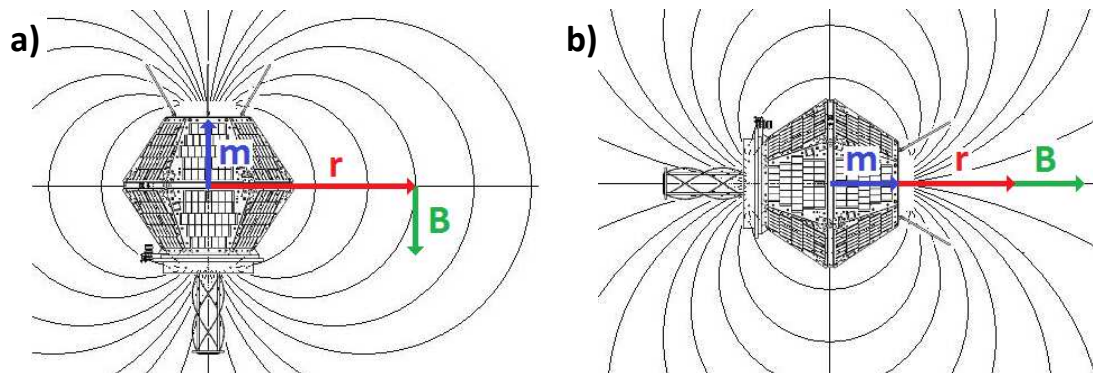


FIGURA 2.21 – Líneas de campo magnético 'B' generadas por el dipolo simplificado 'm' de NANOSAT-1B en las posiciones 'r' (desde su centro de referencia): a) perpendicular al eje Z, y b) sobre el eje Z.

El campo generado por un momento magnético del satélite a lo largo del eje Z será como en la FIGURA 2.21, con lo que la ecuación (37) podrá simplificarse en:

- Plano perpendicular a Z:

$$\vec{m} \cdot \vec{r} = m \cdot r \cdot \cos 90^\circ = 0 \longrightarrow \vec{B}_\perp = -\frac{\mu_0}{4\pi} \frac{m}{r^3} \hat{u}_\perp \quad (38)$$

- Eje Z:

$$\vec{m} \cdot \vec{r} = m \cdot r \cdot \cos 0^\circ = 1 \longrightarrow \vec{B}_\parallel = \frac{\mu_0}{4\pi} \frac{2m}{r^3} \hat{u}_\parallel \quad (39)$$

Si se toman medidas del campo magnético a determinadas distancias, se puede inferir el momento magnético mediante una sencilla regresión lineal:

$$B = k \frac{1}{r^3} + B_0, \quad \left. \begin{array}{l} k_\perp = -\frac{\mu_0 m}{4\pi} \\ k_\parallel = \frac{\mu_0 m}{2\pi} \end{array} \right\} \quad (40)$$

Se trabaja siempre en S.I. (TABLA 2.6).

TABLA 2.6 – Unidades de las magnitudes físicas y los coeficientes

Magnitudes físicas				k	B ₀
Momento magnético	(Am ²)	Distancia	(m)	(Nm^2/A)	(μT)
Campo magnético	(μT)	Permeabilidad	(N/A^2)		

B) Dipolos magnéticos generados por sistemas de NANOSAT-1B

Parte del trabajo de caracterización de los sistemas magnéticos de NANOSAT-1B consistió en calcular el dipolo magnético que generaban otros sistemas. Se muestra aquí el trabajo que se realizó al respecto de los magnetopares, los paneles solares y las baterías, especificando su efecto sobre el instrumento magnético, y más concretamente sobre el cubo sensor.

B.1. Magnetopares

Los magnetopares son los actuadores del satélite: bobinados por los que se hace pasar una corriente eléctrica para generar un torque magnético por su interacción con el campo geomagnético y provocar una rotación específica del satélite, según la ecuación (Wertz, 1978):

$$\vec{\tau} = \vec{m} \times \vec{B} \quad (41)$$

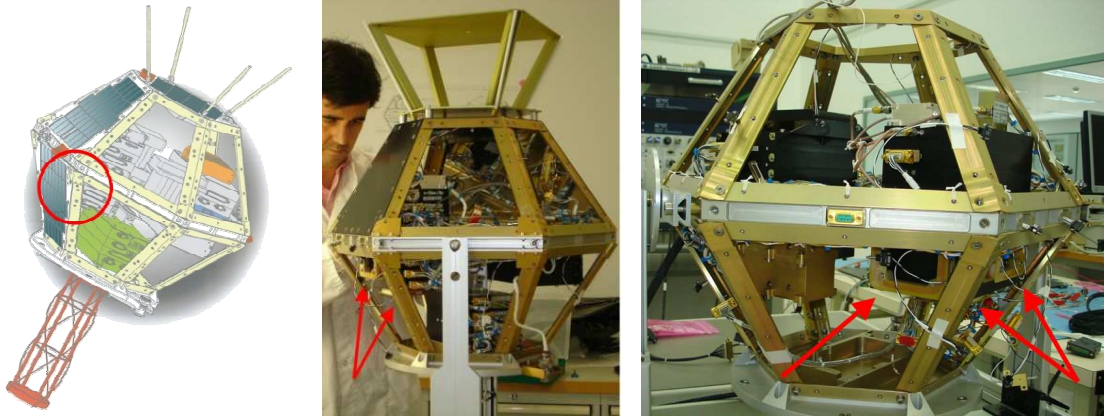
Los centros geométricos de los magnetopares {MPX₀, MPY₀, MPZ₀} están colocados en las posiciones descritas en la TABLA 2.7.

TABLA 2.7 – Posición de los magnetopares (sis. de referencia SAT)

	X_{SAT} (mm)	Y_{SAT} (mm)	Z_{SAT} (mm)
MPX_0	-105.299	-131.000	-46.300
MPY_0	-7.799	-191.500	-35.800
MPZ_0	-8.049	-131.000	-90.800

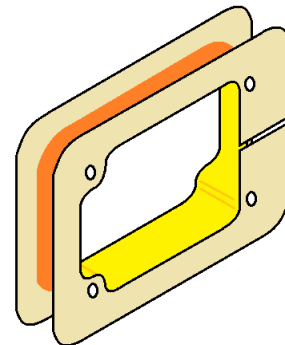
La posición de los magnetopares se señala en la *FIGURA 2.22* con un círculo rojo; tienen la forma esquematizada en la *FIGURA 2.23*. Para conocer la dirección en la que está dirigido cada magnetopar, se utilizan las matrices de cambio de base del sistema de referencia del satélite al sistema de cada magnetopar:

$$L_{S \rightarrow MPX} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad L_{S \rightarrow MPY} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad L_{S \rightarrow MPZ} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

**FIGURA 2.22 – Posición de los magnetopares en NANOSAT-1B, marcado con flechas y círculo rojos (proyecto NANOSAT-1B)**

Los magnetopares tienen las siguientes características técnicas:

- Tensión de alimentación: $V_s = 24.7 \text{ V}$
- Resistencia: $R = 273 \Omega$
- Corriente: $I = 90.5 \text{ mA}$
- Inductancia: $L = 290 \text{ mH}$
- Momento dipolar: $m = 5.35 \text{ Am}^2$
- Calibración (en el centro): $29570 \mu\text{T/A}$

**FIGURA 2.23 – Magnetopar básico, utilizado en NANOSAT-1B**

La corriente nominal puede variar en función del margen de temperatura entre 82 y 100 mA, con lo que se genera un momento dipolar teórico de entre 4.85 y 5.91 Am². Se precisará más adelante, en la Sección 2.4 de Resultados, con la determinación del momento magnético del satélite y del momento magnético experimental de los magnetopares, la idoneidad de estos actuadores para la función de ejercer un torque magnético y provocar con ello el giro controlado del satélite.

Se calculó el campo magnético que genera cada magnetopar en el centro del cubo del SM_ACS (C_0), tomando como valor de corriente el nominal: 90.5 mA. Se calculan también los efectos combinados de varios de los magnetopares activados a la vez, según se describe en la TABLA 2.8.

TABLA 2.8 – Campo magnético teórico generado por los magnetopares (90.5 mA) sobre el cubo (sis. de referencia SAT): se identifica con un “0” cuando están desactivados y con un “1” cuando están activados; su signo denota el sentido de la polarización.

MPX	MPY	MPZ	H_x (μT)	H_y (μT)	H_z (μT)	$ H $ (μT)
1	0	0	-0.329	1.877	0.581	1.99
0	1	0	0.706	2.331	0.766	2.46
0	0	1	0.508	-2.040	0.855	2.27
1	1	0	0.377	4.108	1.347	4.34
0	1	-1	0.198	4.271	-0.089	4.28
0	1	1	1.214	0.191	1.621	2.03
-1	1	1	1.543	-1.686	1.04	2.51
1	1	-1	0.885	6.148	0.492	6.23
1	1	1	0.885	2.068	2.202	3.15

Se realizó una caracterización magnética de los magnetopares siguiendo el protocolo descrito en el punto anterior.

Cabe destacar que los magnetopares y el cubo sensor nunca son activados simultáneamente, por lo que los efectos de este campo no interfieren en la detección. Si se incluye su caracterización en este trabajo es por dos razones:

1. Los magnetopares pueden imanar algún material magnéticamente permeable que posteriormente sí pudiera contaminar las medidas.

TABLA 2.9 – Campo magnético teórico estimado generado por componentes electrónicos magnéticamente permeables (imanados por los magnetopares) sobre el cubo (sis. de referencia SAT)

Componente	Material magnético				H (μT)
	Tipo	μ (H/m)	V (mm^3)	m (Am^2)	
Condensador	Estaño (blanco, β)	$1.709026 \cdot 10^{-6}$ (param.)	58.99	$4.8392 \cdot 10^{-8}$	$3.0971 \cdot 10^{-4}$
Diodo	Cobre	$-1.256624 \cdot 10^{-6}$ (diam.)	13.39	$8.3009 \cdot 10^{-8}$	$5.3126 \cdot 10^{-4}$
Transistor NPN	Plomo	$-1.256616 \cdot 10^{-6}$ (diam.)	102.57	$6.3572 \cdot 10^{-7}$	$4.0686 \cdot 10^{-3}$
Resistencia	Alúmina (cerámica)	$-48 \cdot 10^{-6}$ (diam.)	2.17	$6.8866 \cdot 10^{-9}$	$4.4074 \cdot 10^{-5}$

Como medida de acotación, se consideran algunos componentes existentes en NANOSAT-1B, en la propia tarjeta del SM_ACS, susceptibles de imanarse por su permeabilidad, colocados en una posición característica arbitraria de 25 mm del cubo sensor para los cálculos. Se presentan en la TABLA 2.9 los campos magnéticos

aproximados que dichos componentes imanados podrían producir sobre el cubo sensor: son campos magnéticos despreciables, dada la precisión de los sensores.

2. Los magnetopares son el único sistema que, en situación de emergencia, podrían activarse para realizar una calibración en vuelo. Por ello, se realizó una caracterización de los magnetopares en laboratorio.

B.2. Paneles solares

Los paneles solares son los generadores de la energía eléctrica que necesita el satélite. Las corrientes eléctricas que aparecen sobre ellos y en los cableados provocan campos magnéticos que es necesario caracterizar.

NANOSAT-1B tiene trece paneles solares: uno hexagonal en la base superior del satélite, seis trapezoidales en los laterales del hemisferio Norte y otros seis en el hemisferio Sur. Las direcciones normales de los paneles, en sistema de referencia del satélite, vienen descritas en la TABLA 2.10. También se describen las posiciones del centro efectivo de cada panel.

TABLA 2.10 – Direcciones y posiciones de los paneles solares en NANOSAT-1B (sis. de referencia SAT)

Panel	Dirección normal	Posición			
		X _{SAT} (mm)	Y _{SAT} (mm)	Z _{SAT} (mm)	
+Z	[0, 0, 1]	0	0	300	
NORTE	+Y	[0, $\sqrt{3}/2$, 1/2]	0	181.078	150
	-X+Y	[-3/4, $\sqrt{3}/4$, 1/2]	-156.818	90.539	150
	-X-Y	[-3/4, $-\sqrt{3}/4$, 1/2]	-156.818	-90.539	150
	-Y	[0, $-\sqrt{3}/2$, 1/2]	0	-181.078	150
	+X-Y	[3/4, $-\sqrt{3}/4$, 1/2]	156.818	-90.539	150
	+X+Y	[3/4, $\sqrt{3}/4$, 1/2]	156.818	90.539	150
SUR	+Y	[0, $\sqrt{3}/2$, -1/2]	0	181.078	-150
	-X+Y	[-3/4, $\sqrt{3}/4$, -1/2]	-156.818	90.539	-150
	-X-Y	[-3/4, $-\sqrt{3}/4$, -1/2]	-156.818	-90.539	-150
	-Y	[0, $-\sqrt{3}/2$, -1/2]	0	-181.078	-150
	+X-Y	[3/4, $-\sqrt{3}/4$, -1/2]	156.818	-90.539	-150
	+X+Y	[3/4, $\sqrt{3}/4$, -1/2]	156.818	90.539	-150

Se realiza un diagrama idealizado con los bucles de corriente, que generan momento dipolar. Se supone que cada celda solar, conectadas en serie, lleva un hilo de corriente por su punto medio (FIGURA 2.24, en rojo el camino por la cara exterior, en azul por la cara interior). Este esquema fue utilizado para calcular el momento magnético que genera cada cara del satélite.

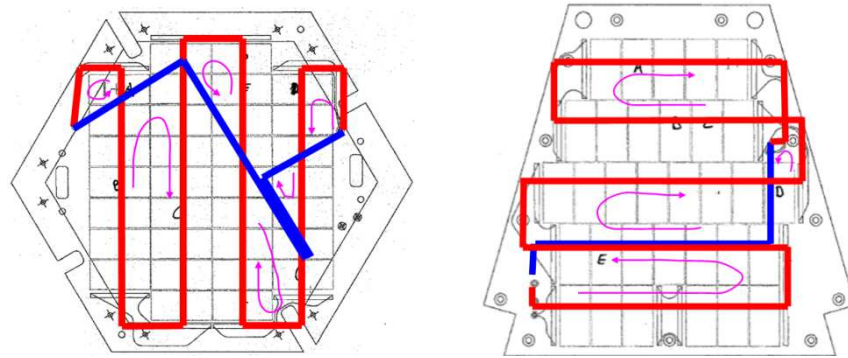


FIGURA 2.24 – Esquema del sentido de la corriente de los paneles solares. Camino del hilo de corriente: rojo, cara exterior; azul, cara interior. (Proyecto NANOSAT-1B)

La NASA propone unos procedimientos para el diseño preliminar y avanzado de paneles solares en satélites¹⁵: se recomienda que, aún habiéndose calculado con exactitud el tamaño de los paneles solares y la geometría de las conexiones, se añada un 20% más a los valores de momento dipolar calculados.

Para el panel hexagonal, el dipolo nominal generado a la corriente operativa de 0.257 A es de 0.0021 Am^2 (con el margen del 20% ya añadido), hacia el interior del satélite. Para los paneles laterales, el dipolo nominal generado a la misma corriente operativa es de 0.0017 Am^2 (con el margen añadido), hacia el interior del satélite. En ningún caso se ha tenido en cuenta el dipolo generado transversalmente pues se considera despreciable frente a la componente principal calculada.

Existen dos casos particulares de especial interés con respecto a la orientación:

- Apuntamiento hacia el Sol: el momento dipolar total estimado, con seis caras laterales y la base hexagonal superior iluminadas ($m_{\text{tot}} = m_{\text{hex}} + 6 \cdot m_{\text{lat}} \cdot \cos 60$), es de 0.0072 Am^2 , hacia el interior del satélite ($-Z_{\text{SAT}}$).
- Apuntamiento nominal hacia la Tierra: el momento dipolar total estimado, con sólo seis caras laterales iluminadas cada vez ($m_{\text{tot}} = 6 \cdot m_{\text{lat}} \cdot \cos 60$), es de 0.0055 Am^2 , hacia el interior del satélite (Z_{SAT}). El dipolo generado en este caso es prácticamente constante pues el área iluminada es también casi constante en toda su trayectoria:
 - Eje X_{SAT} : es constante y siempre del mismo signo.
 - Eje Y_{SAT} : dará un par nulo en el ecuador, un par según $+X_{\text{SAT}}$ en el hemisferio sur, y según $-X_{\text{SAT}}$ en el hemisferio norte.
 - Eje Z_{SAT} : producirá un par según $-X_{\text{SAT}}$ en el ecuador y un par nulo en los polos.

Se puede calcular el campo magnético generado por los paneles solares en el cubo sensor, de manera que su influencia puede ser tomada en cuenta a la hora de analizar las medidas magnéticas en órbita. Para calcularlo se utiliza la posición del cubo sensor, la posición de cada panel solar, la dirección de sus dipolos magnéticos (aproximadas, según la TABLA 2.10) y los valores estimados de momento dipolar generado por cada uno.

¹⁵ "Spacecraft solar cell arrays, NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical)"; NASA/SP-8074, pp. 54, 1971. Disponible en <http://www.nakka-rocketry.net/sp8000.html>, consultado en febrero, 2015.

B.3. Baterías

Las dos baterías SAFT en NANOSAT-1B se encuentran también en el hemisferio Norte del satélite, como el SM_ACS, según se ve en la FIGURA 2.25. Las posiciones de sus centros se muestran en la TABLA 2.11.

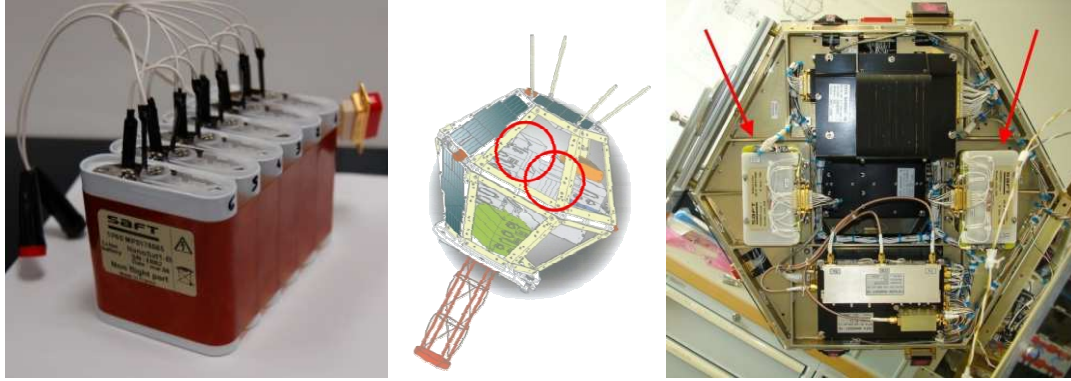


FIGURA 2.25 – Baterías SAFT y su posición en NANOSAT-1B (proyecto NANOSAT-1B)

La caracterización del momento magnético de las baterías se realizó según el método explicado en el punto “A” de esta Sección (FIGURA 2.26).

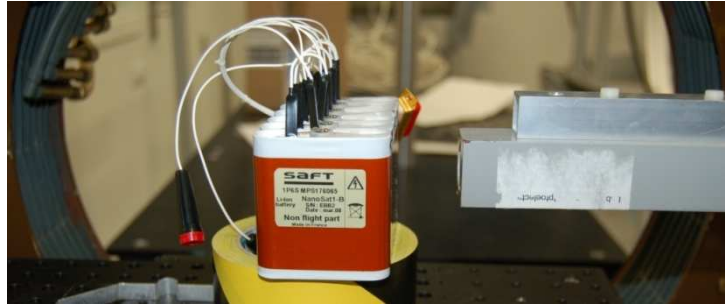


FIGURA 2.26 – Batería SAFT y magnetómetro fluxgate para su caracterización (proyecto NANOSAT-1B)

TABLA 2.11 – Posición de las baterías (sis. de referencia SAT)

	X_{SAT} (mm)	Y_{SAT} (mm)	Z_{SAT} (mm)
Batería 1	-162.00	0.00	35.00
Batería 2	162.00	0.00	35.00

Se trabaja con la aproximación dipolar (37) y se llega a las siguientes expresiones:

$$\vec{r}_X = (r \ 0 \ 0) \longrightarrow \left\{ B_X = \frac{2\mu_0 m_X}{4\pi r^3}; B_Y = -\frac{\mu_0 m_Y}{4\pi r^3}; B_Z = -\frac{\mu_0 m_Z}{4\pi r^3} \right\} \quad (42)$$

Se deberá prestar especial atención a los procesos de carga y descarga de las baterías durante el vuelo: esto no sólo podría causar problemas por falta de alimentación en el sistema, sino variaciones en el momento magnético de las mismas. En condiciones nominales de operación en el satélite, la variación en la carga de las baterías será prácticamente inapreciable, por lo que podrá ser obviada.

Sección 2.4. Resultados

- 2.4.1 – Pruebas de calificación
 - 2.4.2 – Análisis funcional preliminar
 - 2.4.3 – Análisis funcional del circuito electrónico
 - 2.4.4 – Calibración magnética
 - 2.4.5 – Caracterización del ruido
 - 2.4.6 – Caracterización magnética de la plataforma
 - 2.4.7 – Dipolos magnéticos generados por sistemas de NANOSAT-1B
 - 2.4.8 – Pruebas funcionales: simulación de campo magnético
-

2.4.1. Pruebas de calificación

Los resultados de estas pruebas fueron positivos para muchos de los sensores chequeados; se pudieron seleccionar cuatro magnetómetros HMC1021S (catalogados con los números de serie #06, #07, #10 y #11) adecuados para la misión por sus mejores condiciones de bajo *offset*, sensibilidad, repetitividad y rango dinámico.

2.4.2. Análisis funcional preliminar

Los resultados de este análisis preliminar se pueden ver en la TABLA 2.12; se muestra en la FIGURA 2.27 un ejemplo representativo: el sensor SM1.

TABLA 2.12 – Resultados de la calibración de los sensores SM1..4 por separado

	SM1 (sensor #06)	SM2 (sensor #07)	SM3 (sensor #10)	SM4 (sensor #11)
Linealidad (R^2)	0.99992	0.99991	0.99992	0.99995
Sensibilidad (mV/ μ T)	0.1064	0.1074	0.1058	0.1047
Offset (μ T)	-0.3005	-0.3056	-0.3080	-0.3031
Resolución *	✓	✓	✓	✓

* Se comprueba si la resolución es mejor o igual que 0.03 μ T.

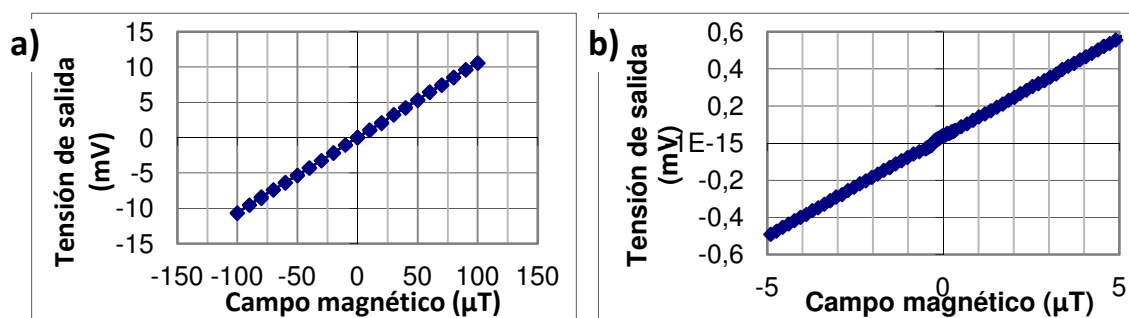


FIGURA 2.27 – Calibración preliminar del sensor #06 (SM1): a) rango completo (45 puntos); b) campo bajo (80 puntos)

Tras chequear la robustez de los magnetómetros, se realizó este análisis para comprobar sus capacidades de detección magnética. Se puede comprobar que la sensibilidad de todos ellos está en torno a $0.1 \text{ mV}/\mu\text{T}$, siendo la del HMC1021S típicamente de $0.12 \text{ mV}/\mu\text{T}$, con una alimentación de 12 V (Honeywell, 2008): es un resultado muy satisfactorio, según los requisitos perseguidos de rango, que queda garantizado que se podrá cubrir completo.

2.4.3. Análisis funcional del circuito electrónico

El circuito electrónico debe garantizar un correcto acondicionamiento de sensores de campo magnético y temperatura cubriendo los rangos dinámicos esperados (60000 nT) y superando la resolución en un orden de magnitud (equivalente a 1 nT) con especial atención a la gestión de los *offsets*, debido a que estos también se amplificarán con la ganancia electrónica.

Se chequearon los parámetros del circuito (ganancias y offsets) utilizando una entrada patrón con un puente de Wheatstone controlado, con resistencias del mismo valor nominal que las resistencias de S/R del HMC1021S. Además, se midieron las tensiones y corrientes de los pulsos de *set/reset* para los distintos canales de campo magnético y se obtuvieron los valores recogidos en la TABLA 2.13.

TABLA 2.13 – Tensión y corriente en los pulsos S/R para los sensores SM1..4 simulados

		SM1	SM2	SM3	SM4
SET	V_S (V)	8.73	8.82	8.79	8.73
	I_S (A)	1.13	1.15	1.14	1.13
RESET	V_R (V)	-10.53	-10.60	-10.59	-10.53
	I_R (A)	-1.37	-1.38	-1.38	-1.37

Esto garantiza una buena puesta a cero de los sensores porque la corriente de S/R supera 1 A en todos los casos pero no excede nunca de 5 A (durante un tiempo de $4.8 \mu\text{s}$ a media altura), lo que pondría en peligro los circuitos de S/R.

2.4.4. Calibración magnética

Se realizó una calibración magnética del instrumento por sí solo y otra del SM_ACS en plataforma; a continuación se muestra la calibración final, que reúne información de ambos procesos debido a las limitaciones del proyecto.

La calibración efectiva sobre el modelo de vuelo ensamblado se llevó a cabo en tres fases entre marzo y junio de 2009. Se tuvieron que repetir algunas medidas de *offset* tras encontrarse algunos problemas relacionados con piezas excesivamente magnéticas en la construcción de NANOSAT-1B. Se han hecho los cálculos trabajando con T1, pues este sensor de temperatura está sobre el cubo sensor; también se analizaron las medidas de T2, pero este sensor está localizado sobre la electrónica y representa una temperatura ligeramente diferente a la de los sensores. Todos los cálculos se hicieron trabajando con la temperatura en unidad de ingeniería (V). Los parámetros de **ganancia** y **offset** se recogen en la TABLA 2.14 y en la TABLA 2.15.

TABLA 2.14 – Coeficientes u y v de la ganancia A

		u^A ($\cdot 10^{-2}$ V/ $\mu T^{\circ}C$)				Δu^A ($\cdot 10^{-2}$ V/ $\mu T^{\circ}C$)
		SM1	SM2	SM3	SM4	
T1	EJE X	-0.0482	-0.0538	0.0514	0.0498	± 0.0001
	EJE Y	-0.0529	0.0502	-0.0481	0.0528	
	EJE Z	0.0722	0.0734	0.0763	0.0713	
		v^A ($\cdot 10^{-2}$ V/ μT)				Δv^A ($\cdot 10^{-2}$ V/ μT)
		SM1	SM2	SM3	SM4	
T1	EJE X	2.3620	2.2259	-2.6639	-2.8220	± 0.0001
	EJE Y	2.3286	-2.5095	2.3963	-2.5951	
	EJE Z	-3.5939	-3.8117	-3.7132	-3.8056	

TABLA 2.15 – Coeficientes u y v del offset B

		u^B (V/ $^{\circ}C$)				Δu^B (V/ $^{\circ}C$)
		SM1	SM2	SM3	SM4	
T1		0.0089	-0.0148	0.0144	-0.0066	± 0.0001
		v^B (V)				Δv^B (V)
		SM1	SM2	SM3	SM4	
T1		-0.2535	0.4128	-0.2066	0.3220	± 0.0001

Para calcular los ángulos de **no ortogonalidad**, se realizaron medidas a dos temperaturas (en unidades de ingeniería: 3 y 9 V). Promediando los resultados de la TABLA 2.16 y comparándolos con los nominales de la TABLA 2.5, se puede cuantificar el error cometido, la no ortogonalidad, que se muestra en la TABLA 2.17.

TABLA 2.16 – Ejes calculados entre los ejes de medida de cada sensor SM1..4 y el sis. de referencia SAT

	T1 (V)	SM1 (°)	SM2 (°)	SM3 (°)	SM4 (°)
EJE X	3.00	135.9925	132.7151	46.1467	44.0339
EJE Y		133.7908	45.0091	136.4048	45.5199
EJE Z		44.8258	42.7969	45.3149	45.4667
EJE X	9.00	135.9669	132.6868	46.1731	44.0484
EJE Y		133.8286	44.9653	136.4615	45.5073
EJE Z		44.8355	42.8148	45.3490	45.4641

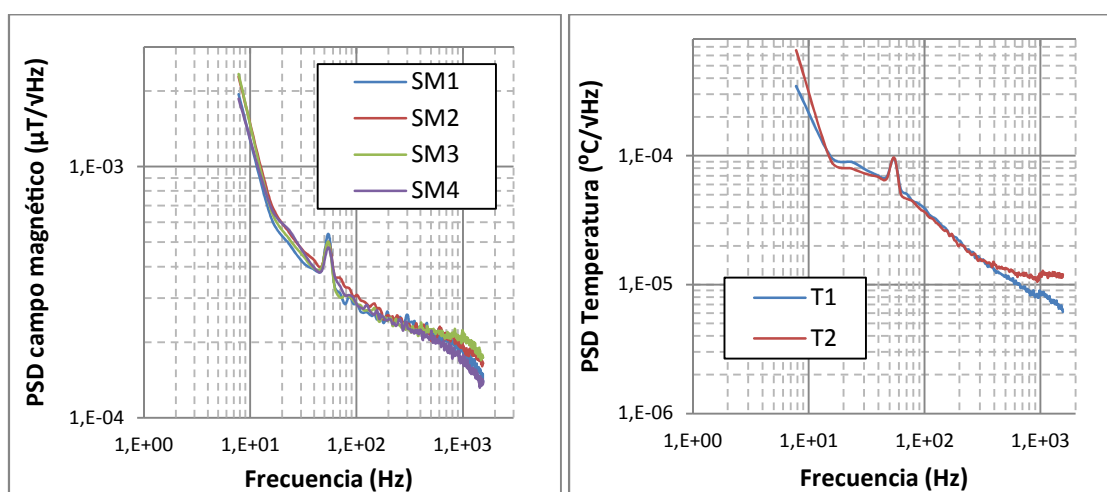
TABLA 2.17 – Ángulos de no ortogonalidad: error entre los ángulos teóricos y experimentales

	SM1 (°)	SM2 (°)	SM3 (°)	SM4 (°)
EJE X	0.9797	-2.2990	1.1599	-0.9588
EJE Y	-1.1904	-0.0128	1.4331	0.5136
EJE Z	-0.1694	-2.1941	0.3320	0.4654

El error cometido por imperfecciones en la orientación final de los ejes de medida de los sensores está típicamente por debajo de $\pm 0.98^\circ$ (max. 2.30°), que convertido a campo magnético supone un error menor que el 0.01% (max. 0.08%), unos 5.8 nT (max. 32.2 nT) sobre una medida de 40000 nT. Este valor está en el orden de la precisión que se esperaba alcanzar, por lo que se dan por válidas estas medidas.

2.4.5. Caracterización del ruido

Los resultados se muestran en la FIGURA 2.28.

**FIGURA 2.28 – Densidad espectral de ruido (en tensión de salida): a) SM1..4; b) T1, T2**

Se utilizaron puntos de trabajo por debajo de 1 kHz, aunque no se pudo alcanzar una señal DC. Los resultados de la caracterización de los sensores están conformes con la especificación,

siendo válidos para la medida de campo magnético terrestre con un rango de $\pm 100 \mu\text{T}$, y un campo mínimo detectable en el orden de 1 nT @ 10 Hz . Para una alimentación en DC (como es el caso del SM_ACS), atendiendo a las especificaciones de los sensores (Honeywell, 2008) y a los resultados en frecuencia mostrados, se estima un campo mínimo detectable en torno a los 10 nT en DC. Los sensores magnéticos presentaron una densidad espectral de ruido típica de la tecnología, óptimos en un punto de trabajo de 100 Hz , con anchos de banda del orden de 10 Hz . Para mantener un nivel bajo de ruido para anchos de banda superiores (por ejemplo, 100 Hz) haría falta excitar el sensor a mayor frecuencia (por ejemplo, a 1 kHz) (Díaz-Michelena et al., 2015 (b)).

En los sensores de temperatura, las variaciones mínimas a causa del ruido están en el orden de $10^{-4} \text{ }^{\circ}\text{C}/\text{VHz}$ @ 10 Hz , aunque nunca será necesaria tal precisión en esta magnitud.

2.4.6. Caracterización magnética de la plataforma

Se cubrieron distancias desde las paredes del satélite hasta unos 0.900 m desde el centro del satélite, pero sólo se tuvieron en cuenta (en tanto que fuera posible) las medidas alejadas una distancia proporcional al tamaño característico de NANOSAT-1B ($\sim 0.300 - 0.400 \text{ m}$ desde las paredes): por debajo de esto, la aproximación dipolar diverge notablemente.

Las medidas en vacío (sin el satélite) se muestran en la FIGURA 2.29.a: son los valores de campo magnético ambiente, que se restarán del resto de medidas. Las medidas con el satélite desactivado y activado se recogen en la TABLA 2.18 y se muestran en la FIGURA 2.29.b y c.

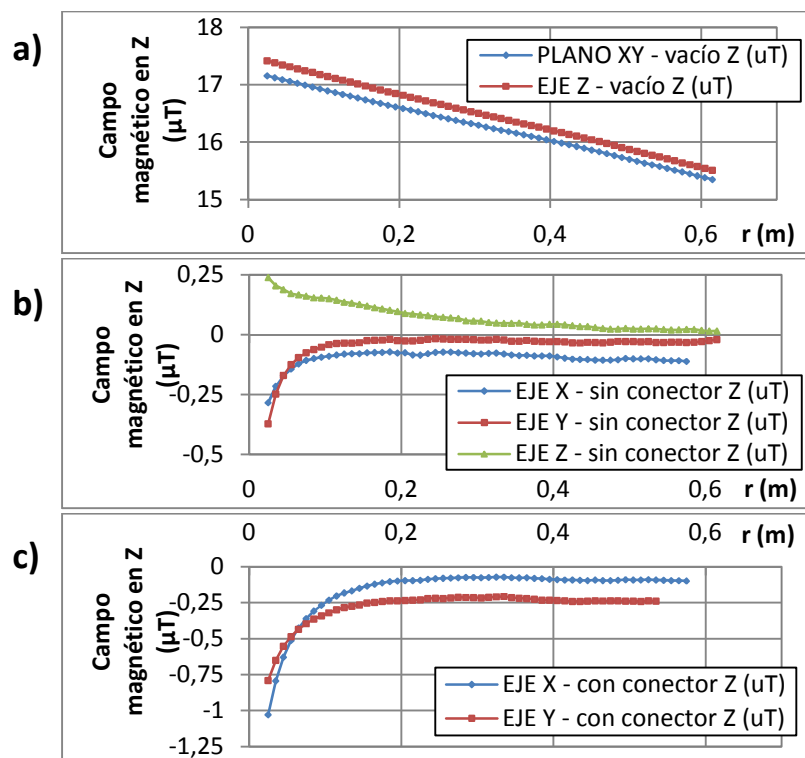


FIGURA 2.29 – Medidas de campo magnético en vacío (sin satélite) y medidas de campo magnético a distintas distancias r (m). a) NANOSAT-1B desactivado; b) NANOSAT-1B activado.

Se puede observar la dependencia con $1/r^3$. Según la TABLA 2.18, en promedio, el momento magnético combinado que se añade a causa de toda la electrónica y de los materiales imanados por las corrientes eléctricas es de aproximadamente -0.0115 Am^2 : la diferencia entre el momento calculado con el satélite desactivado y el calculado estando activado.

TABLA 2.18 – Momento magnético de NANOSAT-1B en dirección Z calculado a partir de las medidas de las tres componentes de los sensores.

	EJE X (Am^2)	EJE Y (Am^2)	EJE Z (Am^2)	PROMEDIO (Am^2)	Δm (Am^2)
Desactivado	0.0060	0.0069	0.0080	0.0070	± 0.0001
Activado	-0.0049	-0.0041		-0.0045	± 0.0001

2.4.7. Dipolos magnéticos generados por sistemas de NANOSAT-1B

A) Magnetopares

Los resultados de las medidas para calcular el efecto del magnetopar Z se muestran en la FIGURA 2.30, y los datos vienen recogidos en la TABLA 2.19. Los tres magnetopares son idénticos, por lo que solo se muestran los valores del MP Z sin pérdida de generalidad.

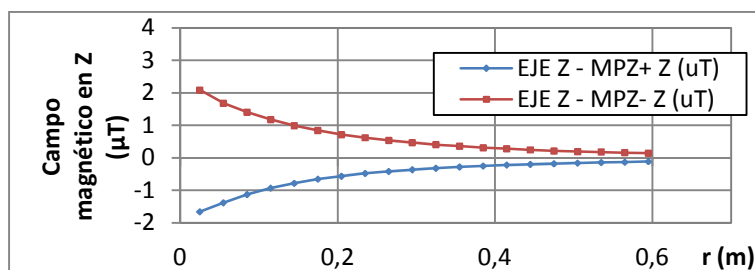


FIGURA 2.30 - Medidas de campo magnético a distintas distancias, magnetopares Z activados.

TABLA 2.19 – Momento magnético de NANOSAT-1B en dirección Z por efecto del magnetopar Z

	EJE Z (Am^2)	Δm (Am^2)
MPZ - Negativo	0.0728	± 0.0001
MPZ - Positivo	-0.0703	± 0.0001

El momento dipolar de los magnetopares calculado teóricamente antes estaba entre 4.85 y 5.91 Am^2 , pero experimentalmente se comprueba que el resultado es distinto, debido a una corriente de alimentación diferente. En vista de que el momento magnético global de NANOSAT-1B es de -0.0115 Am^2 , lo que produce un par con el campo geomagnético unas 6 veces más pequeño que el de los magnetopares, queda probada la idoneidad de estos actuadores para generar cualquier rotación controlada.

B) Paneles solares

El cálculo de los campos magnéticos generados por cada cara se realizó teóricamente. Se obtienen los resultados mostrados en la *TABLA 2.20*. En la *TABLA 2.21* se muestra el campo generado por combinación de varias caras, según estén iluminadas por el Sol, y en la *TABLA 2.22* para una incidencia cenital del Sol, tanto sobre hemisferio Norte del satélite como Sur.

TABLA 2.20 – Campo magnético generado por los paneles solares sobre el cubo (sis. de referencia SAT)

Panel	m (Am ²)	H _x (μT)	H _y (μT)	H _z (μT)	H (μT)	
+Z	0.0021	0.0039	0.0088	-0.0102	0.0140	
NORTE	+Y	0.0017	0.0588	0.0045	-0.0861	0.1044
	-X+Y		0.0156	0.0095	-0.0073	0.0196
	-X-Y		0.0053	0.0072	-0.0024	0.0092
	-Y		0.0022	0.0081	-0.0022	0.0087
	+X-Y		-0.0017	0.0146	-0.0052	0.0156
	+X+Y		-0.0274	0.0432	-0.0477	0.0699
	SUR		+Y	0.0017	0.0124	0.0076
-X+Y		0.0080	0.0057		0.0080	0.0127
-X-Y		0.0036	0.0050		0.0037	0.0072
-Y		0.0016	0.0057		0.0034	0.0068
+X-Y		-0.0006	0.0086		0.0064	0.0107
+X+Y		-0.0040	0.0144		0.0229	0.0273

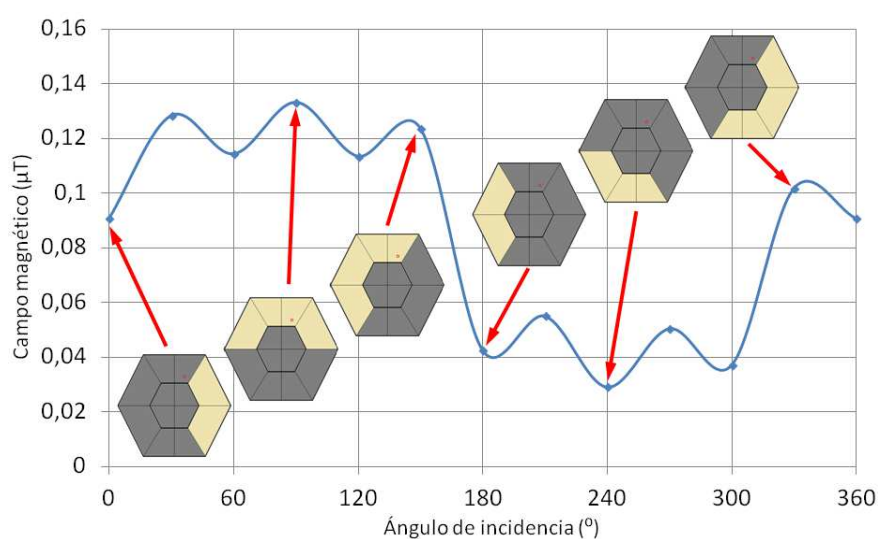
TABLA 2.21 – Campo magnético combinado, generado por paneles sobre el cubo (sis. de ref. SAT)

Paneles iluminados (Norte y Sur)			Azimut (°)	H _x (μT)	H _y (μT)	H _z (μT)	H (μT)
	+X-Y	+X+Y	0	-0.0337	0.0808	-0.0236	0.0907
+X-Y	+X+Y	+Y	30	0.0375	0.0929	-0.0802	0.1283
	+X+Y	+Y	60	0.0398	0.0697	-0.0814	0.1143
	+Y	-X+Y	90	0.0634	0.0849	-0.0807	0.1332
+Y	+Y	-X+Y	120	0.0948	0.0273	-0.0559	0.1134
	-X+Y	-X-Y	150	0.1037	0.0395	-0.0546	0.1237
	-X+Y	-X-Y	180	0.0325	0.0274	0.0020	0.0426
-X+Y	-X-Y	-Y	210	0.0363	0.0412	0.0032	0.0550
	-X-Y	-Y	240	0.0127	0.0260	0.0025	0.0290
	-Y	+X-Y	270	0.0104	0.0492	0.0037	0.0504
-Y	-Y	+X-Y	300	0.0015	0.0370	0.0024	0.0371
	+X-Y	+X+Y	330	-0.0299	0.0946	-0.0224	0.1017

TABLA 2.22 – Campo magnético, desde incidencia cenital (Norte y Sur) (sis. de referencia SAT)

Caras iluminadas (Norte y Sur)	H_x (μT)	H_y (μT)	H_z (μT)	$ H $ (μT)
Cenital Norte	0.0567	0.0959	-0.1611	0.1959
Cenital Sur	0.0210	0.0470	0.0739	0.0901

En la FIGURA 2.31 se muestra el campo magnético total generado sobre el cubo sensor, en el caso ideal de una rotación alrededor del eje Z de NANOSAT-1B, con el plano XY en la elíptica solar, combinando la acción de varias caras del satélite a la vez. Como se puede observar en la gráfica, la variación de campo puede ser muy alta dependiendo de la orientación del satélite respecto al sol (en torno a 100 nT).

**FIGURA 2.31 – Iluminación sobre los paneles solares laterales de NANOSAT-1B en una rotación completa, representado desde el cenit sobre el eje Z (punto rojo: posición del cubo sensor)**

C) Baterías

En la TABLA 2.23 se muestra el resultado del momento magnético para el eje X (análogo en ejes Y y Z). En la TABLA 2.24 se calcula el campo que generan las baterías sobre el cubo sensor.

TABLA 2.23 – Momento magnético de las baterías SAFT (sis. de referencia SAT)

	m_x (Am^2)	m_y (Am^2)	m_z (Am^2)	m (Am^2)
Batería 1	0.0260 ± 0.0007	0.0062 ± 0.0001	0.0428 ± 0.0002	0.0504 ± 0.0002
Batería 2	-0.0260 ± 0.0007	-0.0062 ± 0.0001	0.0428 ± 0.0002	0.0504 ± 0.0002

Tanto los paneles solares como las baterías tienen un efecto apreciable en el campo magnético medido por los sensores. En el caso de las baterías es de esperar que este efecto sea estable, dentro de unas variaciones de muy baja intensidad asociadas a la carga y descarga

de las mismas, por lo que puede caracterizarse. En los paneles solares, dada su contribución variable en el tiempo (según su iluminación solar), sólo se acotará la perturbación para extraerla de los datos magnéticos, considerándola margen de error.

TABLA 2.24 - Campo magnético generado por las baterías SAFT sobre el cubo (sis. de referencia SAT)

	H_x (μT)	H_y (μT)	H_z (μT)	$ H $ (μT)
Batería 1	0.2377	0.1981	-0.2574	0.4025
Batería 2	0.1002	0.6944	-0.9074	1.1470
Combinado	0.3379	0.8925	-1.1648	1.5495

2.4.8. Pruebas funcionales: simulación de campo magnético

Con el satélite completamente ensamblado y a escasos días de su lanzamiento, en la estación de Baikonur se realizó una exhaustiva batería de pruebas de todos los sistemas para una última comprobación. Para los sensores magnéticos se realizó una prueba que consistió en la aplicación de un campo magnético senoidal de unos 45 μT de amplitud, aplicado en el eje Z. Se activaron los sensores del SM_ACS 10 veces, durante 60 s cada vez, tomando medidas cada 2 s. El resultado obtenido se muestra en la FIGURA 2.33: aparecen lecturas en los ejes X e Y, debidas en buena parte al error cometido en la desalineación, pero la respuesta en el eje Z sigue correctamente el campo aplicado. En la FIGURA 2.32, se muestra en detalle un solo ciclo (medida F1) en el eje Z.

Se comprobó que el sensor es capaz medir en frecuencia de hasta 16 mHz (periodos de ~60 s, mucho más rápidos que los fenómenos magnéticos naturales esperables en órbita).

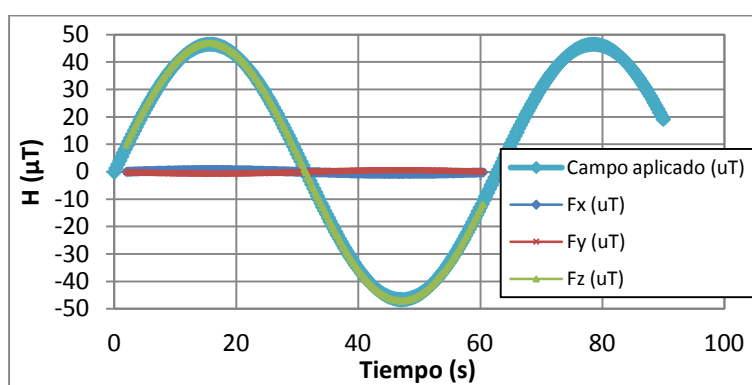


FIGURA 2.32 – Detalle de la lectura en los tres ejes de la simulación de campo magnético oscilante en NANOSAT-1B. En azul claro, el campo oscilante de 40 μT .

De la diferencia de intensidad entre la señal aplicada y lo detectado por el SM_ACS en el eje Z puede deducirse un error en la orientación del sensor (contemplado en la propia calibración) de un valor de 1.340° . Las lecturas no nulas en los ejes X e Y también sirven para cuantificar

ese error en la orientación del sensor en esos ejes: 0.973° y 0.882° , respectivamente. En todos los casos, esta no ortogonalidad se encuentra dentro de lo esperado en la calibración: $\pm 0.98^\circ$ (max. 2.30°).

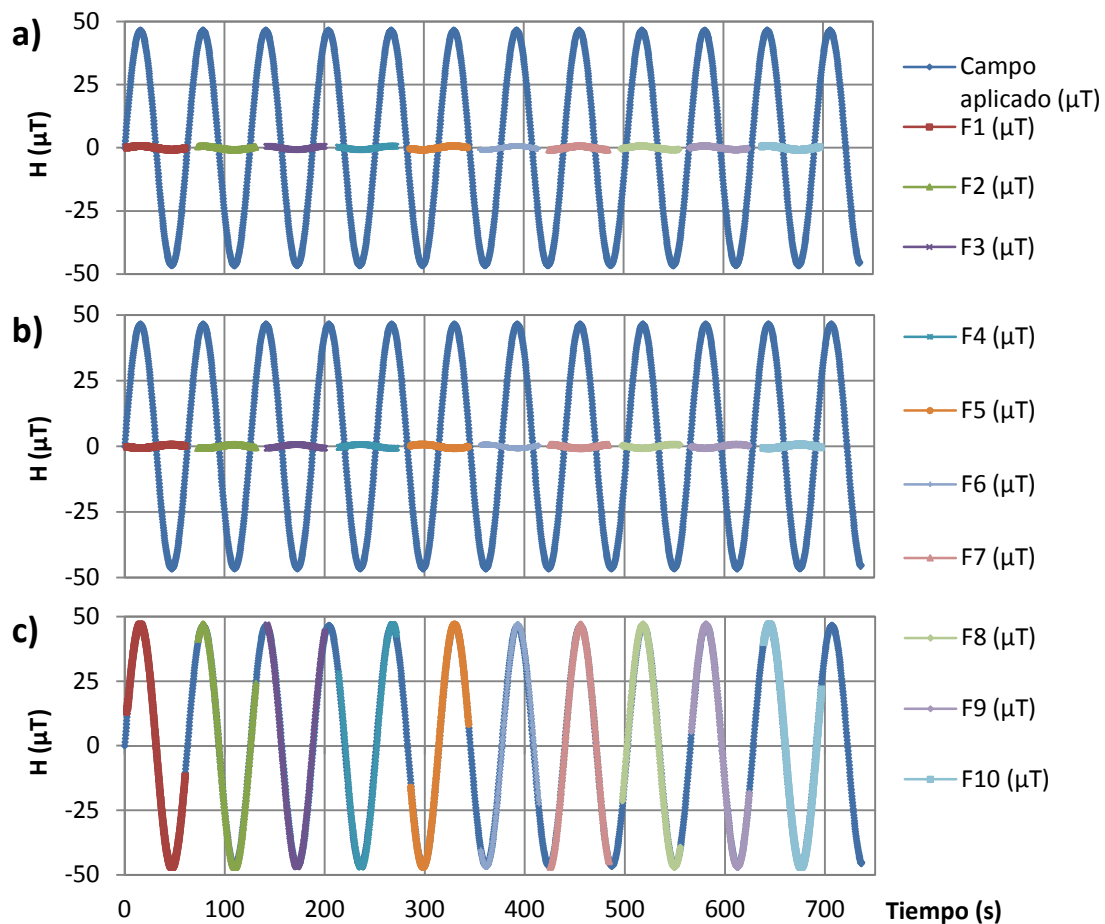


FIGURA 2.33 – Simulación de campo magnético oscilante: aplicación de campo magnético de $40 \mu\text{T}$ en eje Z. a) Lectura en eje X; b) lectura en eje Y; c) lectura en eje Z. Se ha mostrado el campo magnético senoidal en todas las gráficas (en azul) para poder visualizar mejor la respuesta en cada eje. Se tomaron 10 medidas, etiquetadas en estas gráficas con el nombre F1..10.

Esta última prueba funcional previa al lanzamiento confirmó que la calibración se hizo correctamente, y que cualquier variación de la misma que hubiera podido sufrirse por acción del traslado todavía se encontraba dentro de unos márgenes de error aceptables.

Sección 2.5. *Discusión*

- **2.5.1 – Criterios de cumplimiento**
 - **2.5.2 – Evolución de las técnicas**
 - A) Infraestructuras e instrumentación**
 - B) Calibraciones magnéticas de NANOSAT-01, OPTOS y MOURA**
-

El trabajo de calibración magnética ha servido tanto para obtener unos parámetros precisos que relacionan el campo magnético con la señal de los sensores, como para desarrollar las técnicas de laboratorio que nos han permitido conseguirlos.

NANOSAT-1B es un satélite de demostración en el que se estudian los magnetómetros COTS. Estas condiciones dan paso a un trabajo novedoso en el que se han desarrollado algunos métodos por primera vez. El trabajo con el instrumento SM_ACS persigue alcanzar unos ciertos criterios de cumplimiento que validen las técnicas y, en este caso, que justifiquen el uso de las tecnologías COTS embarcadas. Por otra parte, el desarrollo de las técnicas utilizadas en NANOSAT-1B se hace más patente en los trabajos de calibración realizados en otros instrumentos posteriores, como son el MGM y el GMR del satélite OPTOS, o el MOURA, del proyecto MetNet MEIGA. Se detallan y se discuten a continuación estos aspectos.

2.5.1. Criterios de cumplimiento

Se establecieron una serie de criterios de cumplimiento que tuvieron que superarse para aceptar que el instrumento SM_ACS fuera puesto en servicio. Dado que se trabaja con un instrumento magnético, los aspectos más importantes a tratar son los que permitan una detección óptima del campo magnético, que son:

- El rango de campo magnético,
- La resolución,
- La determinación de la orientación, y
- La detección de la temperatura.

Se describen a continuación cada uno por separado.

- **El rango de campo magnético**

El instrumento SM_ACS fue diseñado para poder cubrir todo el rango del campo magnético esperable en la órbita baja terrestre, que está entre los 15000 y los 60000 nT. Todas las pruebas de calibración descritas, aplicadas sobre los cuatro sensores magnéticos, se realizaron utilizando todo ese rango (en ocasiones más, llegando a los 100000 nT). La respuesta de todos los sensores fue adecuada: se alcanzó todo el rango sin llegar a saturación. Por tanto, se puede verificar que se supera este criterio de cumplimiento.

- **La resolución**

El campo mínimo detectable por el SM_ACS es distinto en cada etapa de calibración. Los sensores AMR COTS, en su etapa de cribado y análisis funcional, alcanzaban resoluciones de hasta 1 nT; sin embargo, una vez incluidos en la PCB del instrumento, y más aún cuando fue ensamblado en plataforma, la resolución disminuyó hasta los ~10 nT.

Esto es debido al ruido de su electrónica de acondicionamiento, convenientemente caracterizado, y a las diversas fuentes de contaminación existentes en el satélite: se pierde precisión al aumentar el umbral de las fuentes de campo magnético locales. Se han realizado trabajos de caracterización de esas fuentes locales, con lo que su aportación puede ser eliminada en buena parte. También es recomendable el uso de pértigas u otros sistemas de despliegue que alejen a los magnetómetros de las perturbaciones magnéticas locales.

En todo caso, el resultado de contar con una precisión del orden de los ~10 nT sirve ampliamente para dar respuesta a las necesidades del sistema de control de actitud del satélite, frente a la alta resolución de 1.25 nT de los *fluxgate* de los demostradores ST-5 (Slavin et al., 2008) o a la muy alta resolución de 0.50 nT de los *fluxgate* de los SWARM (Sabaka et al., 2013); además será suficiente para permitir la detección de algunos efectos de meteorología espacial. Por todo ello, se puede verificar también este criterio de cumplimiento.

- **La determinación de la orientación**

El instrumento SM_ACS es en conjunto un sistema de detección magnética vectorial, compuesto por cuatro sensores magnéticos vectoriales dispuestos en unas posiciones que permiten la detección del vector campo en sus tres dimensiones.

Además, se han caracterizado los errores cometidos en cuanto a la ortogonalidad de los ejes del instrumento, encontrando desalineaciones por debajo de 2.30 °. La principal fuente de error en la desalineación se achaca a su montaje estructural. La fijación de los magnetómetros en las caras de un cubo, que a su vez está rotado del sistema de referencia del satélite, presenta diversos puntos de riesgo: la dilatación/contracción del material del cubo por los

cambios de temperatura, las vibraciones durante el lanzamiento, las irregularidades superficiales de los pegamentos utilizados, etc.

El objetivo de aportar mucha redundancia a las medidas magnéticas se encuentra aquí con más desventajas que ventajas. Para la detección magnética se recomienda no utilizar estructuras complicadas que pongan en riesgo la calidad de la ortogonalidad.

De cualquier forma, la cota de $\pm 2.30^\circ$ completamente caracterizada da servicio suficiente al ACS, cuyas necesidades de apuntamiento están dirigidas principalmente a garantizar las comunicaciones TX/RX. Sin embargo se tienen antenas omnidireccionales, con lo que, en definitiva, las funciones del ACS no son demasiado críticas. Además, ese nivel de precisión en la orientación también es suficiente para determinar la orientación del campo perturbado por algunos fenómenos de meteorología espacial. Por estas razones, se da por verificado este criterio de cumplimiento.

- **La detección de la temperatura**

En el instrumento se han incluido dos sensores de temperatura, uno sobre la electrónica y otro sobre el cubo sensor. Sin embargo, el punto más crítico donde se debe conocer la temperatura con mayor precisión es exactamente en los elementos magnetorresistivos.

Por un lado, los elementos magnetorresistivos son las tiras metálicas de Permalloy, que están protegidas en el encapsulado de los sensores (HMC1021S), por lo que no están accesibles, siendo la detección de la temperatura sobre el encapsulado una fuente de error. Sin embargo, se puede aceptar que la temperatura sobre el encapsulado es aproximadamente la del Permalloy en un equilibrio térmico alcanzable en un tiempo suficientemente corto.

Por otro lado, los sensores de temperatura ni siquiera están justo sobre los magnetómetros, y esta es una segunda fuente de error: aunque se tenga uno sobre el cubo, el equilibrio térmico con los elementos magnetorresistivos puede tardar en alcanzarse un tiempo demasiado largo, teniendo en cuenta que no se tiene el mecanismo de convección para ello.

El margen de error con el que se trabaja tiene que contar con estas imprecisiones; se aproxima una precisión de $\pm 0.5^\circ\text{C}$ (un 2.5% de error en medidas del orden de los 20°C). Esta precisión es suficiente para el servicio que se espera de los sensores magnéticos, por lo que se puede verificar este criterio de cumplimiento.

2.5.2. Evolución de las técnicas

Se discuten todas las técnicas desarrolladas en cada paso de la calibración de NANOSAT-1B que supusieron una mejora de las heredadas de la calibración de NANOSAT-01. También se añaden las mejoras alcanzadas y puestas en uso en los instrumentos MGM y GMR del satélite OPTOS y en el instrumento MOURA, diseñado para la misión MetNet MEIGA a Marte, como prueba del avance en el *know-how* del laboratorio.

En el caso de OPTOS, se estudiaron el instrumento de tecnología GMR (magnetómetros AAL002) y el basado en AMR (instrumento MGM, magnetómetros HMC1021S) (*FIGURA 2.34*). En el instrumento MOURA se utilizaron magnetómetros AMR triaxiales tipo HMC1043, de Honeywell. Está dotado además de un inclinómetro para apoyar la orientación de las medidas sobre el terreno (*FIGURA 2.35*). Este instrumento aún no ha sido probado en vuelo espacial.

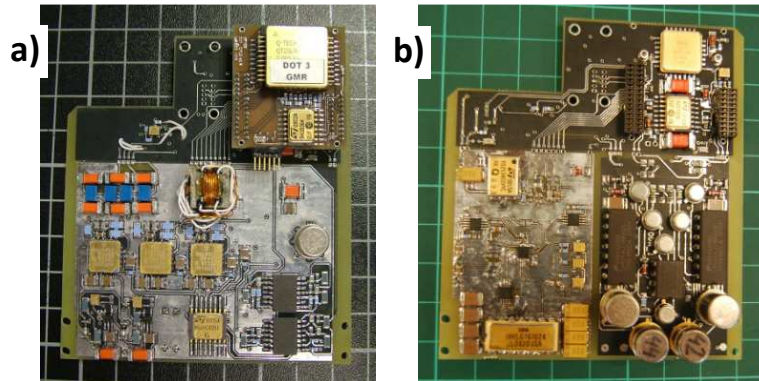


FIGURA 2.34 – PCBs instrumentos magnéticos en OPTOS: a) GMR; b) MGM (proyecto OPTOS)

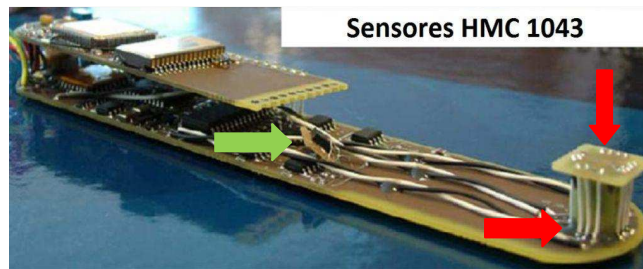


FIGURA 2.35 – PCB del instrumento magnético MOURA: flechas rojas, dos niveles con magnetómetros AMR; flecha verde, inclinómetro (Díaz-Michelena et al., 2015(a); proyecto MetNet MEIGA)

- **Pruebas de calificación y análisis funcional preliminar**

El cribado realizado en NANOSAT-1B es similar al que se realizó para NANOSAT-01: se trabajó con el mismo tipo de magnetómetros AMR, lo que permitió utilizar las mismas mediciones. También en el MGM de OPTOS y en MOURA (con sensores triaxiales HMC1043, de Honeywell) se realizaron cribados y pruebas funcionales de los AMR. En todas estas misiones se analizó un mismo lote de un componente seleccionado: HMC1021 en NANOSAT-01 y 1B, y HMC1043 en OPTOS y MetNet.

Sin embargo en el caso de la utilización del sensor GMR de OPTOS, el cribado de los sensores se hizo a un conjunto de sensores de distintos fabricantes. Finalmente se utilizaron magnetómetros AAL002-02, del fabricante NVE (<http://www.nve.com>).

Las pruebas de calificación también fueron similares, aunque se añadieron pruebas en temperatura (montaje experimental mostrado en la *FIGURA 2.15*).

Además, en el caso del GMR de OPTOS hubo que diseñar un modo de trabajo para evitar trabajar en la zona de campos bajos, con poca repetitividad a causa de una cierta histéresis (punto 1 de la *FIGURA 2.36*). Con este método, el punto de trabajo utilizado en magnetómetros GMR no se centra en valores bajos de señal, donde más notable es la

histéresis, sino donde la señal es más repetitiva, en puntos de máxima pendiente de la respuesta del sensor (puntos 4 y 7 de la FIGURA 2.36).

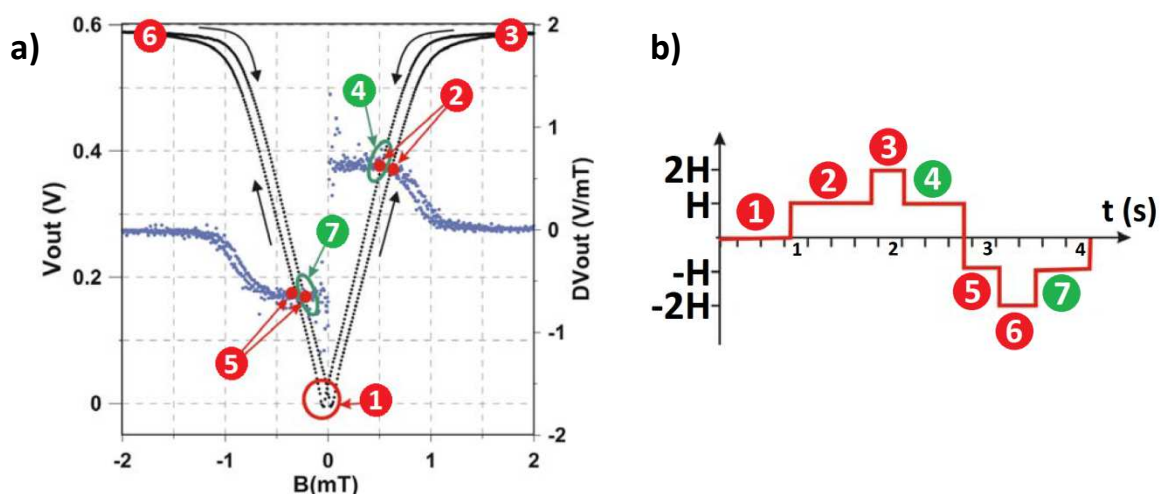


FIGURA 2.36 – Mecanismo de polarización SET/RESET del magnetómetro GMR en OPTOS: a) Correspondencia entre el campo aplicado y el estado magnético de la multicapa GMR; b) Secuencia SET/RESET. En verde, 4 y 7, puntos de trabajo funcionales del magnetómetro GMR; en rojo, escalones de campo polarizador: 1, sin campo; 2 y 5, punto funcional, previo a la saturación; 3 y 6, saturación (GMR AAL002-02, NVE Sensors Catalog, www.nve.com; proyecto OPTOS)

Los resultados para el cribado del GMR de OPTOS se muestran en la TABLA 2.25.

TABLA 2.25 – Calibración en temperatura de los magnetómetros GMR seleccionados, montados en el cubo sensor de OPTOS

	T (°C)	SM1 (sensor #01)	SM2 (sensor #02)	SM3 (sensor #04)
Linealidad (R^2)		0.99226	0.99931	0.99618
Sensibilidad (mV/ μ T)	-40.0	0.9598	0.1474	-0.2808
Offset (μ T)		-4.3651	-10.9875	9.5513
Linealidad (R^2)		-0.96786	0.99442	-0.99180
Sensibilidad (mV/ μ T)	15	-1.8846	2.0238	-5.5964
Offset (μ T)		3.0665	-2.0397	0.6270
Linealidad (R^2)		0.99827	0.99774	0.99812
Sensibilidad (mV/ μ T)	T_{ROOM}	0.0526	0.0413	0.0442
Offset (μ T)		-0.0858	0.0663	0.1568
Linealidad (R^2)		0.96478	0.98556	0.98376
Sensibilidad (mV/ μ T)	30	0.9139	1.3086	3.0103
Offset (μ T)		-8.5720	-4.7333	-1.2316
Linealidad (R^2)		0.96899	0.99177	0.98676
Sensibilidad (mV/ μ T)	50	1.2199	2.0265	5.1187
Offset (μ T)		-2.9448	-1.9914	-0.7978

- Calibración magnética

Con NANOSAT-1B se comenzaron a automatizar todos los procesos mediante el control de la instrumentación del laboratorio con programas hechos en Matlab. Hasta NANOSAT-01, los procesos de calibración todavía eran manuales en su mayoría.

Las técnicas de desimanación utilizadas en NANOSAT-1B son técnicas estandarizadas. En concepto se aplicó la misma técnica también en OPTOS y MOURA, si bien se añadieron algunas mejoras: se comenzó aplicando un campo alterno *creciente* en amplitud, hasta un máximo (5 mT), donde se mantuvo un tiempo determinado (60 s) antes de volver a decrecer a cero (60 s). De esta manera, se forzó a todos los dominios magnéticos susceptibles de ser imanados a que lo hicieran. Además, para dar mayor margen de respuesta a los dominios magnéticos, se utilizó una señal de frecuencia más baja, de 10 Hz. Por otro lado, para afinar la precisión en los campos de valores más bajos, se utilizó una fuente de corriente de precisión (Keithley 6221), capaz de aplicar hasta 0.01 mA, 100 veces más preciso que en los trabajos con NANOSAT-1B.

En cuanto a la metodología, se pasó a efectuar la desimanación únicamente en un solo eje, con su consiguiente ahorro de tiempo: al aplicar sobre el EUT un campo alto primero, todos los dominios de los diversos materiales magnéticos se alinean en esa dirección; cuando posteriormente se inicia la rampa de campo alterno en descenso, cada dominio adquiere una nueva orientación aleatoria, independientemente de la orientación del campo desimanador, y se consigue el mismo objetivo de obtener una resultante compensada nula de igual manera que cuando se aplicada sobre los tres ejes.

Algunas mejoras a la desimanación pueden encontrarse en Baynes et al. (2002); también se propone como mejora el “método túnel”, de aplicación en industria: una vez alcanzado el valor mínimo de la corriente alterna descendiente, la muestra se va separando del centro de las bobinas lentamente, hasta una distancia de al menos 1 m. De esta manera se consigue someter a la muestra a un descenso aún mayor del campo alterno¹⁶.

Los métodos de **limpieza magnética** utilizados en OPTOS y MOURA son similares a los de NANOSAT-1B, aunque se pudieron añadir algunas mejoras: en OPTOS se utilizaron sistemas de soporte no magnéticos (coberturas de teflón y metacrilato, etc.), aunque los magnetómetros siguen estando demasiado cerca del resto de sistemas del satélite. En MOURA, los magnetómetros están alejados de su electrónica de acondicionamiento en la PCB (FIGURA 2.35, Díaz-Michelena et al., 2012) trabajando con un método de elementos finitos para la limpieza magnética dentro del magnetómetro compacto; además fue diseñado para ser desplegado alejado del cuerpo principal del *lander* MetNet (FIGURA 2.37).

La **calibración de la ganancia** en rampas de campo magnético en OPTOS se siguió realizando con compensación estática de campo en los sistemas de bobinas habituales, mientras que en MOURA se utilizaron también las cámaras de campo cero. Tras NANOSAT-1B se han aplicado rampas de calibración que exceden suficientemente el rango de operación del satélite (se ha pasado de $\pm 60 \mu\text{T}$ a $\pm 100 \mu\text{T}$), dando un mayor margen de confianza y llegando a la saturación; también se calibra a un mayor número de temperaturas distintas (se ha pasado

¹⁶ Catálogo “Demagnetization Tunnels. DEMAT” de ATG, Advanced Technology Group, República Checa, <http://www.atg.cz/?language=en>

de tres o cuatro puntos en NANOSAT-1B a diez o más en OPTOS) con mayor solidez en los ajustes estadísticos posteriores.

La **calibración en temperatura** mejoró sustancialmente: la precisión alcanzada es similar a la que se consiguió en NANOSAT-1B, sin embargo, se pudieron caracterizar los modelos de vuelo directamente, sin tener que recurrir a resultados previos a la integración.

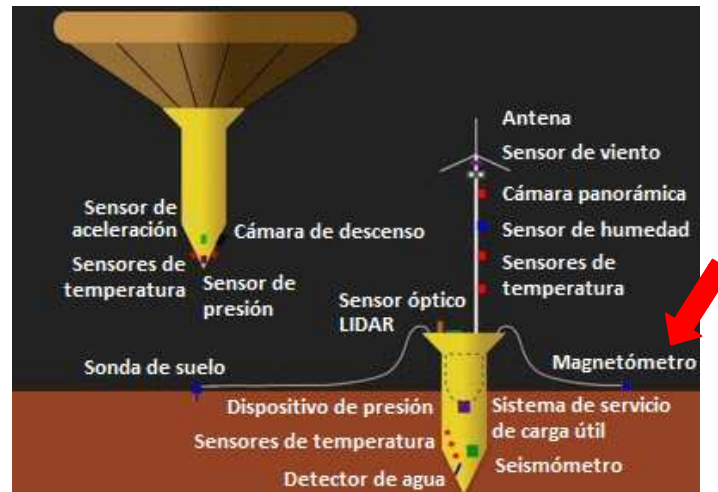


FIGURA 2.37 – Esquema del lander (penetrador) de la misión Mars MetNet y despliegue de todos los instrumentos (<http://metnet.fmi.fi/>): magnetómetro MOURA desplegado sobre el terreno (flecha roja).

En ambos casos, los sensores de temperatura fueron colocados más cerca de los magnetómetros en las PCBs de los instrumentos. En cuanto a la metodología de la calibración, en OPTOS se pudo utilizar una cámara climática para la plataforma integrada (FIGURA 2.38). Ante la imposibilidad de utilizar cámaras de campo cero para todo el montaje en la cámara climática se tomaron precauciones similares a las tomadas en NANOSAT-1B, como es el apagado de las cámaras justo antes de medir.

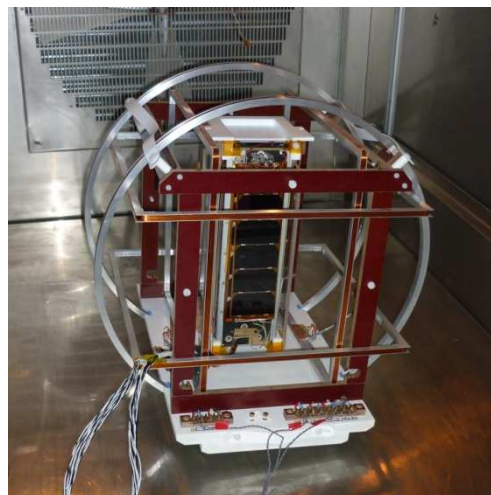


FIGURA 2.38 – Picosatélite OPTOS en sistema triaxial de bobinas, dentro de cámara climática (Proyecto OPTOS)

En MOURA, todo el proceso se pudo realizar en la cámara de campo cero “1” dentro de la cámara climática Binder del Laboratorio de Magnetismo Espacial, pues se trabajaba únicamente con la PCB, de tamaño reducido.

La **calibración del offset** en OPTOS y MOURA siguió un proceso similar al de NANOSAT-1B, aprovechando las variaciones diarias de la temperatura desde dentro de una cámara de campo cero. En OPTOS además se utilizó gas nitrógeno para forzar los cambios de temperatura dentro de la cámara. En MOURA, el valor de OFFSET se calculó directamente con la lectura del sensor, mientras que el valor ΔOFFSET se igualó a ΔGAIN por su similitud (ecuaciones (46) y (47)), y se indicó que sería corregido con los registros de larga duración del observatorio magnético de San Pablo de los Montes (SPT, Toledo) (Díaz-Michelena et al., 2015(a)).

La **calibración de los ángulos de no ortogonalidad** se desarrolló también de manera similar. Sin embargo, en MOURA se cuenta con un inclinómetro, que permite medidas más precisas de la orientación del instrumento, lo que sirve de apoyo para la alineación durante la calibración. Se aplicó sobre el instrumento un campo magnético circular seno-coseno, lo que dio como resultado unas lecturas elípticas causadas por la propia no ortogonalidad. Este valor se calcula comparando el ángulo entre los ejes de MOURA (según las lecturas) y el ángulo entre los ejes del sistema de bobinas que aplicó el campo (supuesto ortogonal): $\Omega\text{MOURAi}'j'$ y ΩHCij (HC son las bobinas, *Helmholtz Coils*, *i* y *j* son dos ejes del sistema de referencia correspondiente). Se realiza una regresión lineal entre ambas cantidades, y se obtiene:

$$\left. \begin{aligned} \Omega\text{HCij} &= \tan^{-1}\left(\frac{B_i}{B_j}\right) \\ \Omega\text{MOURAi}'j' &= \tan^{-1}\left(\frac{B_{i'}}{B_{j'}}\right) \end{aligned} \right\} \longrightarrow \Omega\text{HCij} = \delta + P \cdot \Omega\text{MOURAi}'j' \quad (43)$$

Donde δ es la desalineación entre *ij* e *i'j'* (ejes de las bobinas y de MOURA, respectivamente). *P* es la pendiente del ajuste lineal entre ambas cantidades.

- **Pruebas funcionales completas con campo magnético**

Al igual que se hizo con NANOSAT-1B, se aplicó una prueba final sobre los sistemas completamente calibrados para chequear su precisión. En OPTOS se utilizó una simulación del campo magnético real en una órbita baja terrestre, en las instalaciones propias del Laboratorio de Magnetismo Espacial. En MOURA se tomaron medidas reales en el observatorio magnético de San Pablo de los Montes (SPT, Toledo), perteneciente a la red internacional Intermagnet (<http://www.intermagnet.org/>) y a la Asociación Internacional de Geomagnetismo y Aeronomía (IAGA, <http://www.iugg.org/IAGA>).

En OPTOS, la adquisición de datos con el EGSE no estaba automatizada, pero fue suficiente para testear la calibración (programa *mag_orbit.m*). La comparación entre el campo aplicado en cada eje y la salida de cada sensor se muestra en la FIGURA 2.39 para el GMR, y en la FIGURA 2.40 para el MGM.

Se han despreciado los puntos que se separan notablemente de los valores esperados: las mediciones erróneas pueden deberse a malas lecturas de los datos en el EGSE de OPTOS (que se hacía manualmente). En vuelo, estos puntos serán identificados al ser estudiados los dos sensores en conjunto y en todos los modos (ciclo completo, pulso positivo, pulso negativo).

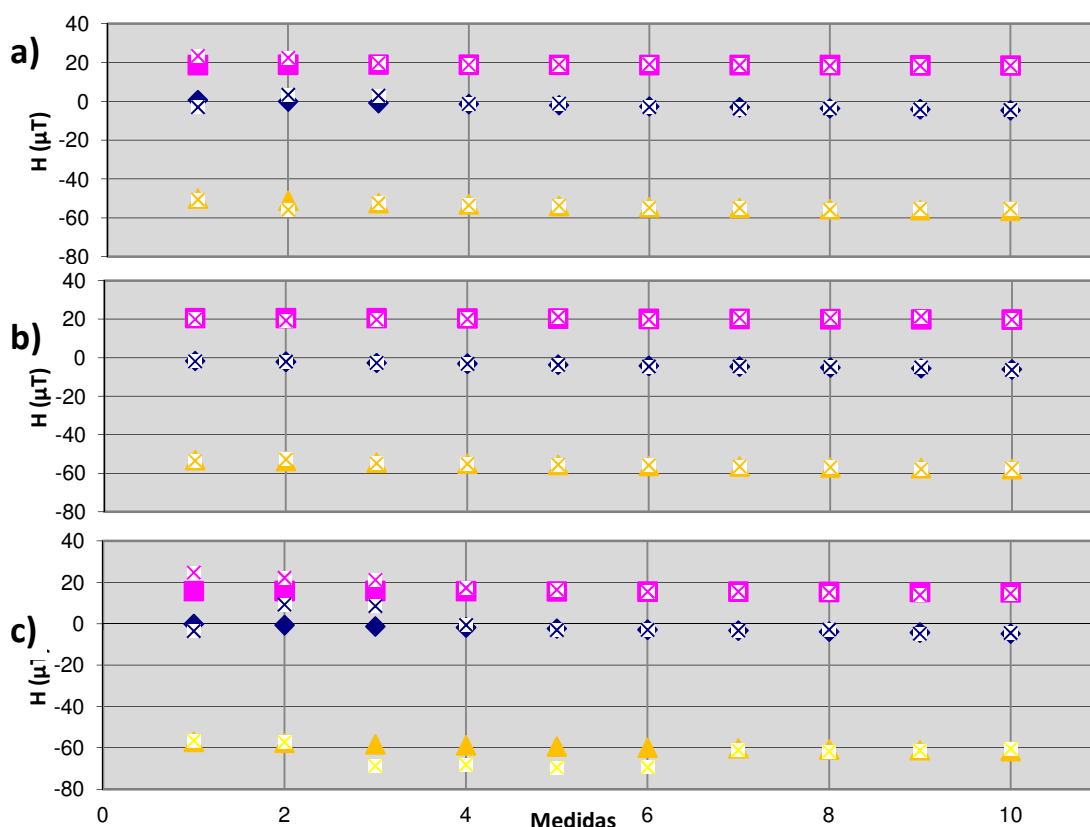


FIGURA 2.39 – Simulación de órbita para GMR. a) Modo “ciclo completo”; b) Modo “pulso positivo”; c) Modo “pulso negativo”. Marcas planas: campo aplicado. Marcas en aspa: campo medido. Azul: eje X; rosa: eje Y; amarillo: eje Z.

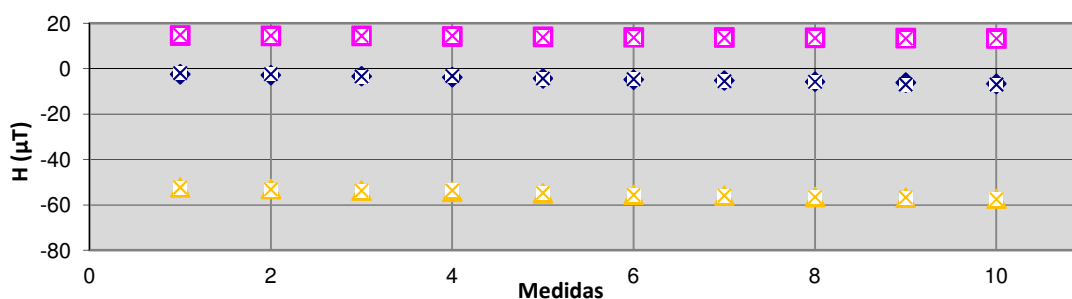


FIGURA 2.40 – Simulación de órbita para MGM. Marcadores planos: campo aplicado; marcadores en aspa: campo medido. Azul: eje X; rosa: eje Y; amarillo: eje Z.

Para ambos sensores se comprueba que la respuesta sigue el campo magnético aplicado con la precisión que se detalla en la TABLA 2.26.

TABLA 2.26 – Desviación de las medidas en el GMR y el MGM (simulación de una órbita)

Error Promedio (μT)	EJE X	EJE Y	EJE Z	Δ (μT)
GMR	0.0015	0.0024	0.0024	
GMR POSITIVO	0.0099	-0.0004	-0.0042	±0.0001
GMR NEGATIVO	0.0055	0.0051	0.0038	
MGM	0.00093	-0.00064	-0.00100	±0.00001

En MOURA, la comparación de los datos del instrumento se realizó frente a los del observatorio, que cuenta con un instrumental magnético de alto nivel: magnetómetros *fluxgate* FGE y Geomag M390, y un magnetómetro Overhauser GSM90.

En la FIGURA 2.42 se puede observar el resultado de la primera campaña de medición, realizada durante días tranquilos en febrero de 2013, con variaciones frente a la referencia de ± 35 nT; esto, dada la miniaturización de todo el instrumento (incluida toda la electrónica de acondicionamiento), es un resultado excepcional. Se puede observar un importante *offset* en las medidas, especialmente en el eje Z, debido principalmente a derivas térmicas, que pudieron ser corregidas convenientemente.

Tras la corrección de esas derivas térmicas, se pudo poner a prueba el instrumento MOURA observando los efectos de meteorología espacial durante días de especial actividad solar. En la FIGURA 2.41 se muestran las medidas de los días 28 y 29 de junio de 2013, cuando tuvo lugar una fuerte tormenta solar ($K_p = 7$, $A_M = 79$, $DST = -79$ nT, $AE = 626$ nT, $F10.7 = 103.6$). Estos eventos suelen tener como consecuencia una disminución en la componente horizontal del campo magnético en órbitas LEO: se observa efectivamente una disminución de 100 – 200 nT, con respecto a la intensidad inicial.

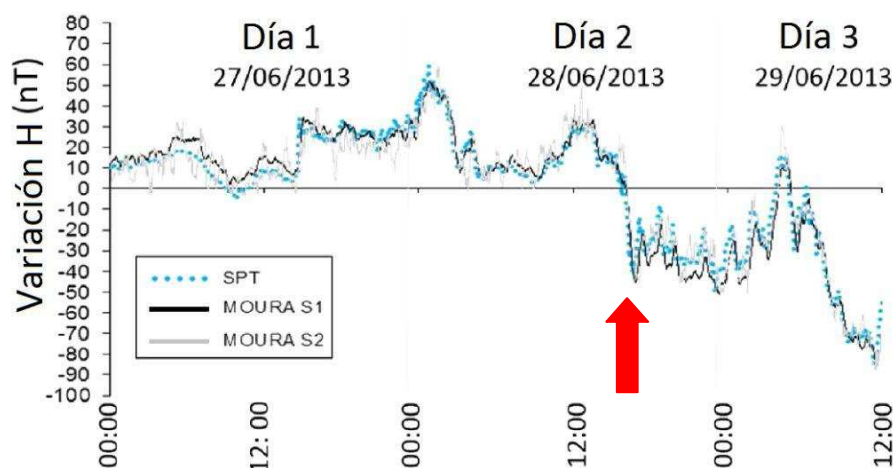


FIGURA 2.41 – Componente horizontal del campo geomagnético medido con MOURA y el magnetómetro de referencia en el observatorio magnético de San Pablo de los Montes, Toledo (SPT), 28-29 de junio de 2013 (Díaz-Michelena et al., 2015(a)). Flecha roja: tormenta solar (<http://spaceweather.com>, consultado marzo 2015).

A) Infraestructuras e instrumentación

Las infraestructuras y el instrumental se han adecuado notablemente a las necesidades de una mayor precisión y limpieza magnética.

En cuanto al **mobiliario**, se limitó al máximo el uso de muebles y otros elementos que pudieran ser magnéticos: se vigiló que todo el mobiliario del laboratorio fuera de madera o aluminio. Además, desde la calibración de NANOSAT-1B se habilitaron tomas de corriente y pasamuros para poder trasladar todos los equipos electrónicos fuera del laboratorio durante los tests magnéticos, alejados de los EUT. Ya en las fases finales de dicha calibración se distribuyeron circuitos de gas nitrógeno por los laboratorios para el control de la temperatura

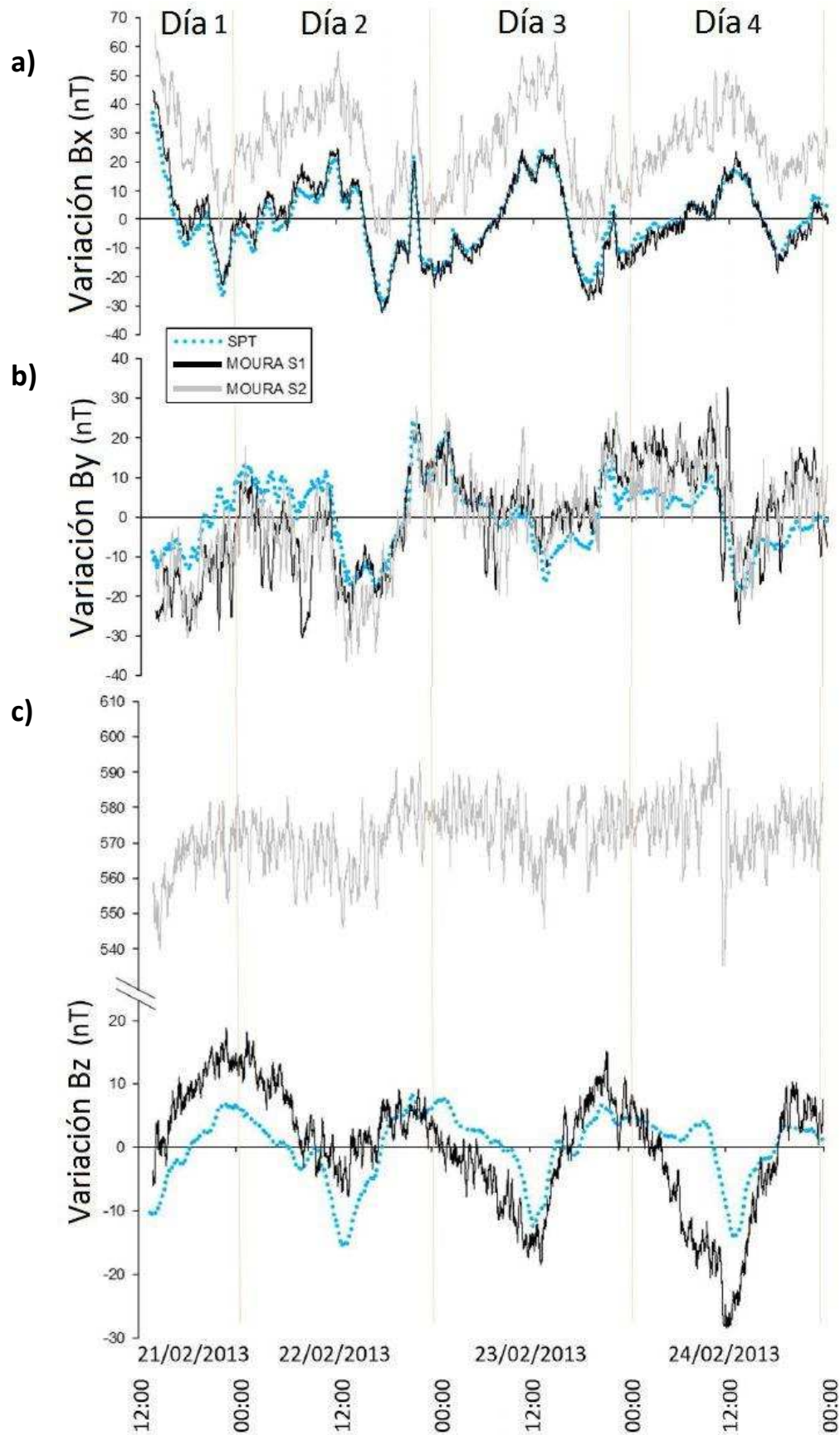


FIGURA 2.42 – Comparación entre las medidas de MOURA y SPT: a) eje X, b) eje Y, c) eje Z. 21-24 de febrero de 2013 (Díaz-Michelena et al., 2015(a))

y la humedad en sistemas como la cámara climática o la cámara de campo cero. Estos fueron utilizados en las calibraciones de OPTOS y MOURA.

En cuanto a los **sistemas magnéticos**, tras las dificultades encontradas en todos los proyectos en relación a la compensación dinámica de campo magnético externo para EUT grandes, finalmente se consiguió un sistema de bobinas triaxial secundario, para añadir al montaje principal. Esto permitirá en el futuro una mejor compensación y la aplicación de métodos de medida a campo cero, que por lo general suelen ser más precisos.

Tras NANOSAT-01 se dejó de utilizar una cámara de campo cero vertical, con un apantallamiento en torno a los $\sim 1/1000$, a favor de una cámara de campo cero horizontal, también de gran tamaño, pero con 3 capas de revestimiento de μ -metal que permitieron un apantallamiento de $\sim 1/10000$. Gracias a eso se puede trabajar con garantías por debajo del umbral de sensibilidad de los sensores AMR (muy utilizados en todos los proyectos) y otros.

En cuanto a los **aparatos electrónicos**: se han añadido fuentes de corriente de mayor precisión que permiten mejores procesos de desimanación y calibraciones para campos magnéticos más bajos: hasta NANOSAT-1B, la precisión máxima alcanzable estaba en torno a los 700 nT, y con los nuevos equipos ya se pueden aplicar hasta 7 nT. Esto permite prescindir de la toma de varias medidas en cada punto para hacer promedios, como se hacía hasta NANOSAT-01. Se tienen nuevos osciloscopios y multímetros con capacidad para sondear los valores de las señales a tiempo real, con mayor precisión, lo que ahorra mucho tiempo de análisis posterior y permite detectar problemas antes de terminar con el montaje experimental. Es esencial que tanto los sistemas magnéticos como los aparatos electrónicos se encuentren al día de sus propios certificados de calibración.

En cuanto a los sistemas de **control de instrumentación**, el desarrollo de programas en Matlab para automatizar todos los instrumentos programables del laboratorio comenzó a hacerse principalmente en los trabajos con NANOSAT-1B, y agilizó mucho todos los procesos. Durante la calibración de NANOSAT-01 y en las primeras fases de NANOSAT-1B, esto se hacía manualmente. La calidad de los programas fue aumentando con OPTOS y con MOURA, para el que se llegó a programar un EGSE completo, controlando muy diversas funcionalidades, adaptado a todos los modos de operación del instrumento. El aprendizaje del lenguaje de programación Matlab es de gran relevancia en el desarrollo de este trabajo.

En las últimas fases de la calibración de OPTOS y MOURA se añadió al equipamiento del laboratorio un adquisidor de datos para controlar hasta 10 magnetómetros *fluxgate* simultáneamente (el DAS1-10 de Bartington), lo que fue determinante para las caracterizaciones magnéticas que necesitaban la medición en varias posiciones fijas, como ocurrió en la caracterización magnética de OPTOS.

En cuanto a la preparación de los **montajes experimentales** (*set-ups*), tal vez sea donde mayores avances se hayan realizado. Ya se han explicado las mejoras en las técnicas de desimanación, pero también son de gran importancia los desarrollos en la alineación o el control de la temperatura.

La alineación de los EUT en los sistemas de bobinas permite una precisión mucho mayor en la calibración: la adaptación de punteros láser, fijados al sistema de bobinas o móviles, permitió una mayor precisión en el posicionamiento de los EUT. Esto es especialmente útil en el cálculo de la no ortogonalidad. Ya en NANOSAT-1B se utilizaron rótulas para poder rotar la muestra hasta la posición más idónea, la cual se determinaba gracias a poder detectar un máximo de señal de respuesta en un osciloscopio. Para EUT más grandes, la mesa de medida dentro del sistema de bobinas triaxial “1” se hizo rotatoria y se calibró con una escala de ángulos, lo que también permitió una mayor movilidad. Además, el hecho de que sea rotatoria permite realizar calibraciones magnéticas similares a las de Merayo et al. (2000): al dejar fijos los magnetómetros se consigue que los efectos del entorno sobre ellos sean siempre los mismos (salvo derivas diarias que pueden ser apantalladas dinámicamente) y toda variación magnética detectada se deberá a la rotación del EUT.

En los *set-ups* para ensayos en temperatura, por un lado se perfeccionaron las técnicas utilizadas en el uso de cámaras climáticas, especialmente en relación a la difusión del calor (también por dentro de las cámaras de campo cero) y a evitar la contaminación propia de dichas cámaras. Sin embargo, ya se comprobó que el trabajo con cámaras climáticas siempre conllevaría numerosas complicaciones. Por ello, se comenzó a trabajar en los prototipos de “cámaras climáticas abiertas”, basadas en la aplicación de chorros de gas (normalmente N₂, “inerte” para las condiciones habituales de interés; también Ar en un futuro), calentado o enfriado convenientemente; si bien no llegaron a desarrollarse del todo, sí que sirvieron para las calibraciones en temperatura de MOURA, con resultados satisfactorios.

Finalmente, se ha adquirido un importante aprendizaje en la planificación de medidas de limpieza magnética para los propios diseños. Entre otros métodos, los más efectivos y extendidos en otras misiones son el uso de pértigas de despliegue, y la aplicación de sensores magnéticos con el objetivo único de medir el campo magnético local del satélite.

Otros métodos incluyen extremar las precauciones en cuanto al uso de materiales muy magnéticos que puedan poner en peligro la misión. Por un lado, se determinó dejar de usar el brazo mecánico para las medidas de momento magnético debido a su elevada contaminación magnética. Por otro lado, en NANOSAT-1B se detectaron algunos problemas de este tipo tras el ensamblaje y durante las pruebas magnéticas. Algunas de las piezas del satélite provocaban que todo el conjunto adquiriera un momento magnético inaceptablemente alto. Una investigación más exhaustiva demostró que se debía a la antena cuadrifilar, cuyas piezas eran de una aleación de acero demasiado ferromagnética. De haber seguido adelante, sus efectos habrían repercutido notablemente en el funcionamiento de todo el satélite. El cambio de las antenas cuadrifilares permitió la continuación exitosa del proceso de calibración.

B) Calibraciones magnéticas de NANOSAT-01, OPTOS y MOURA

Los resultados de las calibraciones magnéticas de NANOSAT-01, los instrumentos magnéticos de OPTOS y el MOURA se incluyen aquí por completitud. Los procesos utilizados en OPTOS y en MOURA buscaban los mismos parámetros de calibración que en NANOSAT-1B, aunque las ecuaciones (30) y (33) en OPTOS se expresan así:

$$V_{OUT} = g \cdot [1 - a \cdot (T - T_{REF})] \cdot H + o \cdot [1 - b \cdot (T - T_{REF})] \quad (44)$$

$$\left. \begin{aligned} A &= g - g \cdot a \cdot (T - T_{REF}) \\ B &= o - o \cdot b \cdot (T - T_{REF}) \end{aligned} \right\} \quad (45)$$

Y en MOURA así (Díaz-Michelena et al., 2015(a)):

$$\frac{SET_i - RESET_i}{2 \cdot VREG} = \cos \theta_i \cdot B_{REAL} \cdot GAIN_i - OFFSET_i \quad (46)$$

$$B_{MOURA}(T)_i = \cos \theta_i \cdot B_{REAL} \cdot GAIN_i \cdot (1 - \Delta GAIN_i \cdot (T - T_G)) - OFFSET_i \cdot (1 - \Delta OFFSET_i) \cdot (T - T_{OFFSET}) \quad (47)$$

Los parámetros de la calibración del SM_ACS de NANOSAT-01 se recogen en la TABLA 2.27 y en la TABLA 2.28.

TABLA 2.27 – Coeficientes g y offset de la ganancia, A , de NANOSAT-01

		g^A ($\cdot 10^{-2} \text{ V}/\mu\text{T}^\circ\text{C}$)				Δg^A ($\cdot 10^{-2} \text{ V}/\mu\text{T}^\circ\text{C}$)
		SM_X	SM_Y	SM_Z	SM_Z _{red}	
T1	EJE X	0.1087	-0.0448	0.0905	0.0212	
	EJE Y	0.0813	0.0817	-0.0733	0.0592	± 0.0001
	EJE Z	-0.0760	-0.1268	-0.0705	0.1072	
		offset ^A ($\cdot 10^{-2} \text{ V}/\mu\text{T}$)				Δoffset^A ($\cdot 10^{-2} \text{ V}/\mu\text{T}$)
		SM_X	SM_Y	SM_Z	SM_Z _{red}	
T1	EJE X	-3.7219	1.5300	-3.2570	-1.4320	
	EJE Y	-2.7467	-2.7410	2.5840	-2.6520	± 0.0001
	EJE Z	2.5977	4.4580	2.3604	-4.3450	

TABLA 2.28 – Coeficientes g y offset del offset, B , de NANOSAT-01

		g^B ($\text{V}/^\circ\text{C}$)				Δg^B ($\text{V}/^\circ\text{C}$)
		SM_X	SM_Y	SM_Z	SM_Z _{red}	
T1		-	0.01620	-0.09550	0.00196	± 0.0001
		offset ^B (V)				Δoffset^B (V)
		SM_X	SM_Y	SM_Z	SM_Z _{red}	
T1		0.03	-0.298	2.099	-0.053	± 0.001

Los parámetros de calibración del GMR y MGM de OPTOS están en la TABLA 2.29 y en la TABLA 2.30. Los errores de alineación para cada eje están recogidos en la TABLA 2.31.

TABLA 2.29 – Coeficientes g y a de la ganancia, A: GMR (polarización positiva y negativa) y MGM

		g (V/ μ T)			Δg (V/ μ T)
		EJE X	EJE Y	EJE Z	
GMR POS.	EJE X	0.00897			
	EJE Y		0.00922		
	EJE Z			-0.00862	
GMR NEG.	EJE X	-0.00807			
	EJE Y		-0.00847		± 0.00001
	EJE Z			0.00742	
GMR	EJE X	0.01710			
	EJE Y		0.01725		
	EJE Z			-0.01624	
MG M	EJE X		0.01318		
	EJE Y	-0.02972			± 0.00001
	EJE Z			0.02775	
		a (1/ $^{\circ}$ C)			Δa (1/ $^{\circ}$ C)
		EJE X	EJE Y	EJE Z	
GMR POS.		0.00164	-0.00066	-0.00010	± 0.00001
GMR NEG.		0.00468	0.00174	-0.00101	
GMR		0.01124	0.00496	0.00874	
MGM		0.00100	-0.01227	0.00315	± 0.00001

TABLA 2.30 – Coeficientes o y b del offset, B: GMR (polarización positiva y negativa) y MGM

		o (V)			Δo (V)
		EJE X	EJE Y	EJE Z	
GMR POS.		1.79007	2.04438	1.24502	
GMR NEG.		1.71833	1.88058	1.24519	± 0.00001
GMR		0.04699	0.14709	-0.00664	
MGM		0.10667	0.20123	-0.26348	± 0.00001
		b (1/ $^{\circ}$ C)			Δb (1/ $^{\circ}$ C)
		EJE X	EJE Y	EJE Z	
GMR POS.		0.00140	0.00186	-0.00006	
GMR NEG.		0.00291	0.00601	0.00153	± 0.00001
GMR		0.00638	-0.04351	0.10544	
MGM		0.03000	-0.00398	0.00797	± 0.00001

TABLA 2.31 – Errores de alineación φ y ϑ en OPTOS

	EJE X		EJE Y		EJE Z	
	PHI _x (°)	THETA _x (°)	PHI _x (°)	THETA _x (°)	PHI _x (°)	THETA _x (°)
GMR	2.89 ± 0.87	1.12 ± 1.13	0.07 ± 0.90	-0.01 ± 1.01		0.80 ± 1.57
MGM	4.39 ± 0.64	6.07 ± 1.31	-0.28 ± 0.16	2.67 ± 0.19	5.67 ± 1.51	5.87 ± 0.40

Los resultados de la calibración magnética de los dos sensores AMR de MOURA se recogen en la TABLA 2.32. En la TABLA 2.33 están los errores de no ortogonalidad.

TABLA 2.32 – Ganancias (GAIN) y offsets (OFFSET) de MOURA, y sus derivas térmicas

Sensor 1	GAIN (@TG = TMP1 = 25.9±0.2 °C)	ΔGAIN (°C-1) (referido a TG)	OFFSET (nT) (@TMP1 = 18.13±0.03 °C)	ΔOFFSET (°C-1) (referido a TMP1)
X	0.910 ± 0.003	-0.00370 ± 5·10 ⁻⁵	764 ± 5	-0.00370 ± 5·10 ⁻⁵
Y	0.902 ± 0.002	-0.00382 ± 7·10 ⁻⁵	-1130 ± 16	-0.00370 ± 7·10 ⁻⁵
Z	0.832 ± 0.003	-0.00384 ± 4·10 ⁻⁵	1582 ± 8	-0.00370 ± 4·10 ⁻⁵
Sensor 2	GAIN (@TG = TMP2 = 25.6±0.2 °C)	ΔGAIN (°C-1) (referido a TG)	OFFSET (nT) (@TMP2 = 19.21±0.03 °C)	ΔOFFSET (°C-1) (referido a TMP2)
X	0.815 ± 0.003	-0.00591 ± 5·10 ⁻⁵	1107 ± 3	-0.00370 ± 5·10 ⁻⁵
Y	0.807 ± 0.001	-0.00621 ± 9·10 ⁻⁵	-538 ± 5	-0.00370 ± 9·10 ⁻⁵
Z	0.783 ± 0.002	-0.00616 ± 6·10 ⁻⁵	1427 ± 17	-0.00370 ± 4·10 ⁻⁵

TABLA 2.33 – Parámetros δ y P del ajuste realizado en la ecuación (43)

	Planos MOURA/HC	δ (°)	P
Sensor 1	XY / XY	0.64 ± 0.05	-0.997 ± 0.001
	XZ /XZ	7.30 ± 0.20	-0.986 ± 0.004
	YZ / YZ	-0.42 ± 0.20	1.005 ± 0.004
Sensor 2	XY / XY	1.76 ± 0.05	-0.997 ± 0.001
	XZ /XZ	-5.30 ± 0.10	0.973 ± 0.002
	YZ / YZ	1.12 ± 0.10	-1.006 ± 0.003

CAPÍTULO 3. Tratamiento de datos magnéticos en órbita

Sección 3.1. Introducción

El tratamiento de los datos magnéticos de NANOSAT-1B ha tenido lugar ininterrumpidamente desde su lanzamiento en julio de 2009 hasta la actualidad (los últimos datos analizados en este trabajo corresponden a diciembre de 2014). En esta tarea, mi contribución ha sido del 95%.

Por un lado, la propia adquisición y almacenamiento de los datos ya ha experimentado importantes mejoras desde los métodos utilizados en NANOSAT-01, como el desarrollo de interfaces más completas en el Centro de Control de la misión que permiten una solicitud de activaciones y una descarga de las medidas más flexible.

Por otro lado, el uso de las medidas magnéticas para la calibración en órbita y su análisis para la detección de fenómenos de meteorología espacial son prácticas novedosas en misiones españolas, que aún requieren de un desarrollo adicional para su correcta ejecución.

En este capítulo se persiguen los siguientes objetivos:

- **La calibración en órbita del instrumento magnético SM_ACS de NANOSAT-1B**, esto es, la determinación de los parámetros que calibran la **intensidad y orientación** del campo magnético medido, en comparación con los modelos de campo geomagnético.
- **El cálculo de la degradación de los sensores magnéticos COTS**, a partir de los parámetros de calibración. Dependiendo del resultado, se ponderará su validación para espacio.
- **La detección de eventos solares en órbita baja terrestre**, verificando así la funcionalidad extendida de un instrumento magnético de plataforma.

En NANOSAT-1B, donde los magnetómetros son experimentos de demostración tecnológica, no se cuenta con algunas de las facilidades que se mostrarán en la Sección 3.2 sobre el estado del arte en misiones a la vanguardia de la exploración magnética orbital (aparte de otras condiciones especiales que se explicarán más adelante). Esto conlleva la concepción de una metodología específica, que se presentará en la Sección 3.3, para conseguir los objetivos.

Los resultados de la determinación de los parámetros de calibración en órbita se mostrarán en la Sección 3.4, y siempre se contará con márgenes de error mayores, como se discutirá en la Sección 3.5.

Sección 3.2. Estado del arte

- 3.2.1 – Técnicas habituales de calibración en vuelo

- A) Métodos de cálculo de la actitud

Existe una estrecha colaboración entre los servicios de observación del Sol y los observatorios magnéticos, en tierra y en órbita, lo que permite una monitorización completa de la meteorología espacial en el entorno de las órbitas LEO: satélites de observación solar (SOHO y otros¹⁷), satélites atmosféricos en las LEO, como los GOES, (*Geostationary Operational Environmental Satellites*: Silverman et al. 1989; Sun & Pinker, 2003; Bikos et al., 2006; Pinker et al., 2009), o la red de observatorios magnéticos Intermagnet (<http://intermagnet.org/>).

La información que estos observatorios suministran suele estar accesible al público, con lo que se puede conocer el entorno espacial que encontrará NANOSAT-1B en su órbita en cada época. Se utilizará esta información para programar selectivamente las activaciones del instrumento magnético: el SM_ACS no puede funcionar de forma continua, sino que desde plataforma se imponen unas restricciones en cuanto a número de medidas, duración, etc.

Respecto a la calibración en órbita, las principales misiones cuentan con una disposición instrumental muy adecuada para conseguir la máxima precisión. Las misiones de demostración más pequeñas recurren a métodos que combinan alta tecnología y miniaturización para cumplir con los requisitos de tamaño y potencia de la misión. Como ejemplo, los nanosatélites japoneses, PRISM, Nano-JASMINE o INDEX/REIMI (Nakamura et al., 2004; Sakai et al., 2006; Inamori et al., 2009; Inamori et al., 2010), llevan a bordo distintas combinaciones de magnetómetros apoyados con sensores solares, sensores de estrellas y sensores giroscópicos (con tecnología de fibra óptica y MEMS); el PRISM lleva un GPS que aporta precisión en su localización y época, y un sistema de compensación magnética para la perturbación local.

En NANOSAT-1B, la existencia de un sistema de control de actitud tan preliminar, sin protocolos conjuntos entre los distintos instrumentos (magnetómetros y sensor solar), y la

¹⁷ Otros observatorios solares: OSO (Orbiting Solar Observatory, NASA, 1962-1975), Helios A y B (NASA y Alemania, 1974, 1976), SMM (*Solar Maximum Mission*, NASA, 1980), Hinotori (JAXA, 1981), Yohkoh(JAXA, 1991), TRACE (*Transition Region and Coronal Explorer*, NASA, 1998), RHESSI (*Reuven Ramaty High Energy Solar Spectroscopic Imager*, NASA, 2002), KORONAS (*Complex Orbital Observations Near-Earth of Activity of the Sun-Photon*, Roskosmos, 2009), SDO (*Solar Dynamics Observatory*, NASA, 2010), IRIS (*Interface Region Imaging Spectrograph*, NASA, 2013) o Solo (*Solar Orbiter*, ESA, 2018).

ausencia de una necesidad real de apuntamiento (pues las antenas de comunicación son omnidireccionales), han permitido que el acondicionamiento del instrumento magnético no esté diseñado para una alta precisión que facilite una calibración en órbita y una medición magnética óptima.

3.2.1. Técnicas habituales de calibración en vuelo

Habitualmente, en las misiones espaciales con dotación de instrumentación magnética se suelen embarcar además algunos sistemas específicos para facilitar la labor de calibración en vuelo. Una buena calibración en vuelo permite, junto con una adecuada limpieza magnética, medidas de campo magnético más precisas.

Básicamente, todos los métodos persiguen calcular 12 parámetros de calibración:

- {b1, b2, b3}: parámetros de sesgo (*bias*) o margen de error,
- {s1, s2, s3}: parámetros de factor de escala o ganancia,
- {s11, s12, s23}: parámetros de no ortogonalidad, y
- {φ, θ, ψ}: ángulos de Euler.

De manera simplificada, en McLean et al. (2004) y Maus et al. (2009) se encuentra:

$$\vec{E} = S \cdot P \cdot R \cdot \vec{B} + \vec{b} \quad (48)$$

Donde **B** es el campo magnético, **E** es la salida del magnetómetro en formato de ingeniería, S es la matriz de factores de escala, P es la matriz de no ortogonalidades, R es la matriz de rotación (orientación según los ángulos de Euler) y **b** es el vector de margen de error.

En una primera aproximación, una calibración escalar se basa en la comparación de los datos de intensidad magnética medidos por un sensor escalar y uno vectorial. Normalmente, podremos considerar las medidas del sensor escalar, absoluto, como reales, si bien también están sujetas a un cierto margen de error. Mediante técnicas de mínimos cuadrados, se pueden conseguir los parámetros de S, P y **b**.

En cuanto a la orientación, el método más básico e intuitivo consiste en montar un magnetómetro vectorial en el mismo banco óptico que un *star tracker* (rastreador de estrellas, un tipo de sensor absoluto de actitud), de manera que ambos estén alineados. La actitud que puede aportar el *star tracker* directamente, permite hacer la transformación a la dirección del campo observado por el sensor magnético, mediante inversión de mínimos cuadrados, transformación que viene definida por R (Merayo et al., 1999).

Para misiones de mapeo magnético terrestre, la exactitud en la calibración en vuelo es de suma importancia, pues se buscan medidas extremadamente precisas. La limpieza magnética es esencial para un adecuado control del entorno magnético: se suelen utilizar pértigas (*booms*) para desplegar los magnetómetros alejados del propio satélite y minimizar el error

debido al campo magnético local del satélite. Además, el despliegue de varios magnetómetros a lo largo de un boom permite hacer un estudio gradiométrico del campo magnético local, con lo que se puede conocer el valor del momento dipolar del satélite, y tenerlo en cuenta para las siguientes calibraciones. Normalmente se utilizan pares de magnetómetros vectoriales, aunque también se puede realizar gradiometría escalar (cuando uno de los dos es un magnetómetro escalar): en este caso se requiere de muchas medidas para promediar, tomadas en una distribución de vectores de campo externo direccionalmente uniforme (Primdahl et al., 2006).

- **ASTRID-2**

Para la calibración en tierra de los sensores magnéticos incluidos en el instrumento EMMA (FIGURA 3.1) (Blomberg et al., 2003), no sólo se obtuvieron los valores de transformación de valores de ingeniería a campo magnético, sino que se puso a prueba el método de calibración que sería utilizado en órbita. Este método fue chequeado frente a las medidas tomadas por el propio laboratorio donde fue caracterizado (en el Lovoe Magnetic Observatory, Suecia).

El instrumento EMMA cuenta con sensores para la medición del campo eléctrico y con tres magnetómetros fluxgate *ring-core*, ortogonales entre sí (Pedersen et al., 1999; Brauer et al., 2000), convirtiendo a EMMA en un magnetómetro vectorial. Además, las medidas se apoyan en el *star tracker* ASC (*Advanced Stellar Compass*, brújula estelar avanzada), como sensor absoluto de actitud, y todo el set de sensores se encuentra en un boom.

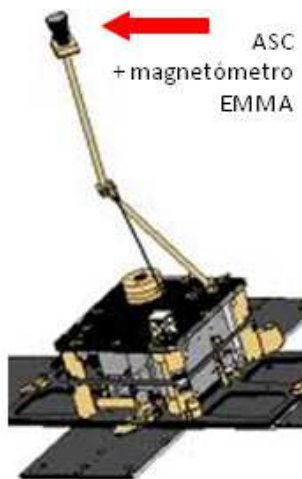


FIGURA 3.1 – ASTRID-2: ASC y EMMA en boom (Blomberg et al., 2003)

La calibración de la orientación se llevó a cabo midiendo el campo magnético terrestre y observando simultáneamente el cielo con el *star tracker* (“intercalibración”). La matriz de rotación, R , entre los ejes ortogonales del magnetómetro y los ejes ópticos de la cámara fue determinada analizando la dirección observada en las coordenadas estelares, relacionadas con las del campo magnético terrestre medido en el observatorio magnético.

La calibración magnética del magnetómetro a bordo del modelo de vuelo (FM) se realizó en un campo geomagnético casi constante de alrededor de 50.000 nT mediante el “Método de Calibración Escalar” (Merayo et al., 2000). El satélite fue posicionado en 60 orientaciones distintas en relación al campo magnético de la Tierra, y se tomaron medidas durante 1 min en cada posición. Los promedios de cada posición se relacionaron con las magnitudes medidas en el observatorio, realizándose un ajuste de mínimos cuadrados para los 9 parámetros buscados (factor de escala, no ortogonalidad y margen de error).

Este método utilizado en tierra mostró una desviación de 1.26 nT_{RMS} entre las medidas del sensor EMMA y las del observatorio. Este mismo método fue trasladado para calibrar las medidas en vuelo y, utilizando las calibraciones en temperatura de un instrumento de reemplazo (*spare*), se pudo acotar una desviación de menos de 1 nT en los ejes 1 y 2 para todo

el rango de temperatura, y de 0.47 nT/K para el eje 3, y un cambio en los ángulos relativos entre magnetómetro y *star tracker* de 0.48 arcsec/K.

- **ØRSTED**

El instrumento magnético del satélite ØRSTED (CSC) sigue un método similar al ASTRID-2, añadiendo esta vez un magnetómetro escalar absoluto Overhauser (OVH). También se apoya en un *star tracker* (Star Imager, SIM). El Overhauser se encuentra en el extremo del boom de 8 m, mientras que el CSC y el SIM se encuentran en un mismo banco óptico, a 2 m del Overhauser y 6 m del cuerpo del satélite (FIGURA 3.2.b). El instrumento magnético CSC es un magnetómetro lineal, con lo que también seguirá la ecuación (48). La matriz P de no-ortogonalidad (49) debe ser triangular inferior:

$$P = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -\sin(u_1) & \cos(u_1) & 0 \\ \sin(u_2) & \sin(u_3) & \sqrt{1 - \sin^2(u_2) - \sin^2(u_3)} \end{bmatrix} \quad (49)$$

La metodología seguida es igual a la descrita para ASTRID-2 (Olsen et al., 2003). La intercalibración consigue una precisión mejor que 4 arcsec. Y la calibración en vuelo de los otros 9 parámetros consigue una corrección de 0.33 nT_{RMS}. Se utiliza el magnetómetro Overhauser como magnetómetro de referencia y se lleva a cabo una calibración escalar.

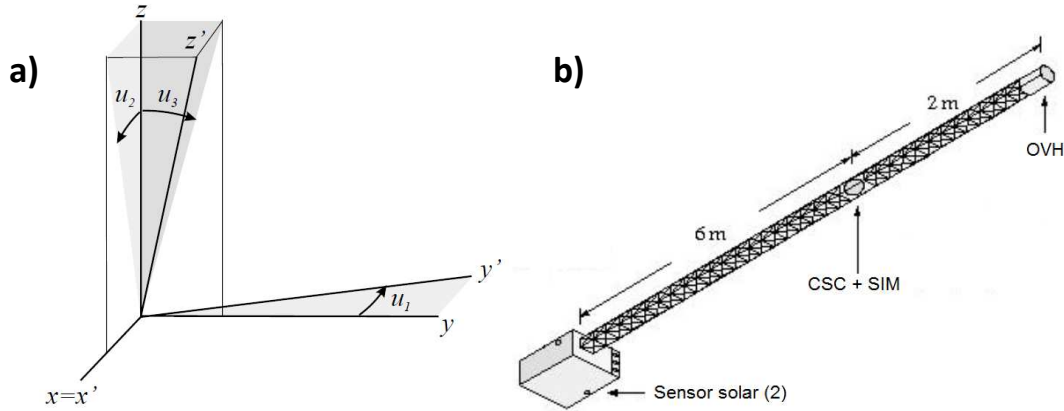


FIGURA 3.2 – ØRSTED: a) Definición de no ortogonalidades: ángulos u_1 , u_2 y u_3 ; b) posición de los instrumentos en el boom (Bogh et al., 1996)

- **CHAMP**

El satélite CHAMP, además de contar con un sensor escalar absoluto de tipo Overhauser, tiene dos magnetómetros vectoriales fluxgate y dos *star trackers* (FIGURA 3.3). Esto facilita enormemente la intercalibración, permitiendo un cálculo de la actitud más preciso y rápido. Se deben convertir las medidas obtenidas en sistema de referencia celeste (ascensión recta, declinación y rotación) a sistema de referencia local terrestre (Norte, Oeste, Zenit).

La calibración de los parámetros de factor de escala, no ortogonalidad y margen de error se realiza siguiendo el mismo método de calibración escalar que en ØRSTED, comparando las

medidas de los magnetómetros vectoriales con el Overhauser y realizando iterativamente ajustes por mínimos cuadrados (Gödderz et al., 2002; Yin & Lühr, 2011).

Finalmente, con esta calibración en órbita, conseguimos desviaciones de la medida de la intensidad de campo magnético de 1-2 nT, y una desalineación entre magnetómetros de $\varphi_1 = -0.3219^\circ$, $\varphi_2 = 0.0782^\circ$ y $\varphi_3 = 0.5785^\circ$.

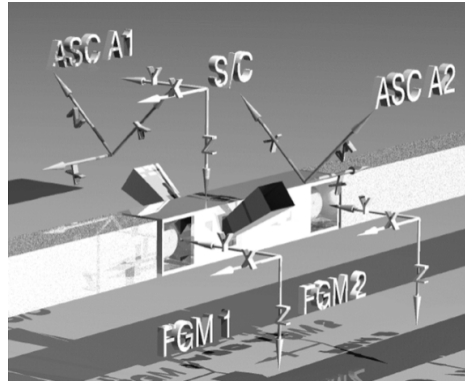


FIGURA 3.3 – CHAMP: banco óptico con los sistemas de referencia de los star trackers (ASC-A1 y ASC-A2), los magnetómetros fluxgate (FGM-1 y FGM-2) y el propio satélite (S/C) (Gödderz et al., 2002)

En definitiva, las principales misiones magnéticas, involucradas incluso en la confección de los propios modelos geomagnéticos, comparten básicamente las mismas técnicas e instrumentación, que son:

- *Star trackers*,
- Bancos ópticos solidarios entre los magnetómetros y los sensores de actitud, y
- Magnetómetros escalares absolutos de referencia.

A) Métodos de cálculo de la actitud

Se repasan en esta sección los algoritmos existentes para el cálculo completo de la actitud. Los primeros algoritmos para el cálculo de la actitud se basaban en métodos de mínimos cuadrados para obtener estimaciones (Wahba, 1965); pero hoy en día los métodos utilizados recurren a algoritmos avanzados basados en filtros de Kalman (Kalman, 1960) y técnicas de estimación no lineales. Este tipo de filtros, especialmente los no lineales, suelen necesitar conocer la velocidad y la aceleración angular del satélite. Un sensor que proporcione estas medidas, tal como un giróscopo, si bien no es estrictamente necesario, es beneficioso, ya que ayuda a acotar el rango de datos que entra en el filtro para definir la rotación del satélite.

Uno de los primeros algoritmos en utilizar solo datos magnéticos, desarrollado por Natanson et al. (1994), fue el DADMOD (*Deterministic Attitude Determination using Magnetometer-Only Data*, método determinista de determinación de la actitud utilizando únicamente datos del magnetómetro). Este método realiza diferencias finitas entre las propias medidas para así calcular las derivadas, aunque no se puede utilizar en tiempo real debido a la no linealidad del campo magnético. Sin embargo, este algoritmo pudo funcionar pues se

conocía la aceleración angular del satélite, y esto permitía calcular la velocidad angular y por lo tanto la actitud.

Challa & Wheeler (1996) expandieron esta idea a su aplicación en tiempo real con el filtro RTSF (*Real-Time Sequential Filter*, filtro secuencial en tiempo real): DADMODO se utilizaba para dar unas estimaciones iniciales, y después RTSF calculaba soluciones más precisas. Sin embargo, a pesar de los buenos resultados del método, se observaban desviaciones muy notables cuando se trabaja con medidas ruidosas o contaminadas.

Algunos métodos se basan en soluciones creativas para evitar sobrecostes en las misiones, como la de Gebre-Egziabber et al. (2000), que utiliza acelerómetros para medir la gravedad, y hacer que este sea su segundo vector de apuntamiento; o como la de Santoni y Bolotti (2002), que utilizan los paneles solares como sensores solares, analizando la generación de potencia de cada panel para deducir la posición del Sol.

Otros métodos para calcular la actitud sólo con datos magnéticos son los desarrollados por: Psiaki & Martel (1990), con errores de $2 - 3^\circ$ y convergencias de los filtros de en torno a 100 s; Lizarralde & Wen (1995), que calculan la actitud sin conocer la velocidad angular del satélite, lo que no suele ser aceptable para sistemas autónomos; o Ma & Jiang (2005), que utilizan un filtro de Kalman “*unscented*” (UKF) tanto para la calibración de la intensidad de las medidas magnéticas como para el cálculo de la actitud, con lo que se tienen en cuenta posibles degradaciones de la calibración, pero es computacionalmente menos eficiente.

El método de Searcy (2011, con Pernicka en 2012 y 2013) trabaja con dos vectores de apuntamiento: el primero es el aportado por las medidas de campo magnético obtenidas por el magnetómetro del satélite; el segundo se obtiene filtrando las series de medidas para conseguir la derivada, utilizando esta como segundo vector de apuntamiento (lo que llama, “pseudo-medida”). Sin embargo, la derivada no se puede expresar con respecto a un sistema de referencia inercial (que es uno de los requisitos para poder calcular la actitud de esta manera) sin conocer la velocidad angular del sistema de referencia del satélite. Por ello hacen uso de un pre-filtro que permite obtener la medida del campo magnético y su derivada de una manera adecuada, quedando ambas correctamente referenciadas al sistema no-inercial.

El resultado de esto, junto con los valores del modelo (referenciados al sistema inercial), entran en un segundo filtro de Kalman, de tipo extendido (EKF, Pascual, 2006). En este filtro, los valores de estado serán la actitud y la velocidad angular. Utilizando ahora los algoritmos DADMODO-RTSF, las ecuaciones pueden ser derivadas para obtener los resultados.

Este método consigue una precisión en el orden de 0.5° en el error de apuntamiento de la actitud, y de $0.001^\circ/\text{s}$ en el error de estimación de la velocidad angular, resultados mejores que cualquier otro método anterior basado en medidas magnéticas y filtros de Kalman. Además, extiende anteriores algoritmos basados en un proceso dual de filtrados a la posibilidad de calcular, con un cierto margen de error, la actitud de satélites que no rotan, inercialmente fijos. El problema en este tipo de caso es que los datos pueden no ser observables, porque el cambio del campo magnético es muy pequeño; sin embargo, a pesar de necesitar tiempos mayores para conseguir una convergencia, finalmente se pueden alcanzar unas estimaciones fiables y precisas.

Sección 3.3. Metodología

- **3.3.1 - Adquisición de datos**
 - B) Estudio de las trayectorias en NANOSAT-1B
 - C) Selección de medidas y construcción de telecomandos
 - D) Telemedidas. Archivos de datos
 - **3.3.2 - Calibración en vuelo**
 - A) Técnicas de apoyo a la calibración en vuelo
 - B) Calibración en vuelo del SM_ACS de NANOSAT-1B
-

3.3.1. Adquisición de datos

La activación del instrumento SM_ACS no es continua: debe sincronizarse con otros sistemas del satélite para aprovechar adecuadamente la potencia de que dispone NANOSAT-1B. Por tanto, la selección de los momentos óptimos para la activación se basará tanto en el estudio de las condiciones espaciales como en las ventanas que otros sistemas permitan. A continuación se explica cómo serán recabados y tratados los datos correspondientes a la medida del campo geomagnético, una vez que el satélite ya está en la órbita terrestre.

Por una parte, se muestra la programación de telecomandos: esto implica conocer las condiciones magnéticas cambiantes en la órbita baja terrestre, cuantificadas bajo un conjunto de parámetros orbitales (Apéndice III), y las trayectorias que sigue NANOSAT-1B, para seleccionar las posiciones y épocas más adecuadas. La programación de telecomandos no puede automatizarse desde un comienzo, sino que se deben tener presentes las exigencias de los objetivos momento a momento. Por otra parte, se explica cómo se realiza el tratamiento de las telemedidas (descargadas a segmento terreno con cada pase sobre las instalaciones del Centro de Control, en el INTA, Torrejón de Ardoz, Madrid): la comprobación del contenido, el cribado de las medidas, la conversión de unidades de ingeniería a unidades físicas, etc. Estos últimos datos ya verificados y tratados constituyen la fuente de medidas del presente trabajo.

A) Estudio de las trayectorias en NANOSAT-1B

A.1. Preparación de activaciones: ‘NOVA for Windows’

Se llamará “activación” al tiempo que va entre el comienzo y el final de una medida con el SM_ACS o al proceso que tiene lugar en ese tiempo. Se necesita seleccionar adecuadamente la época de cada activación. Para ello, se utiliza el programa ‘NOVA for Windows’ (en adelante: NOVA, FIGURA 3.4, <http://www.nlsa.com/>). Este programa incorpora los algoritmos de SGP4/SDP4 (Modelo de las Perturbaciones Generales Simplificadas, Apéndice III), con lo que se pueden usar archivos TLE.

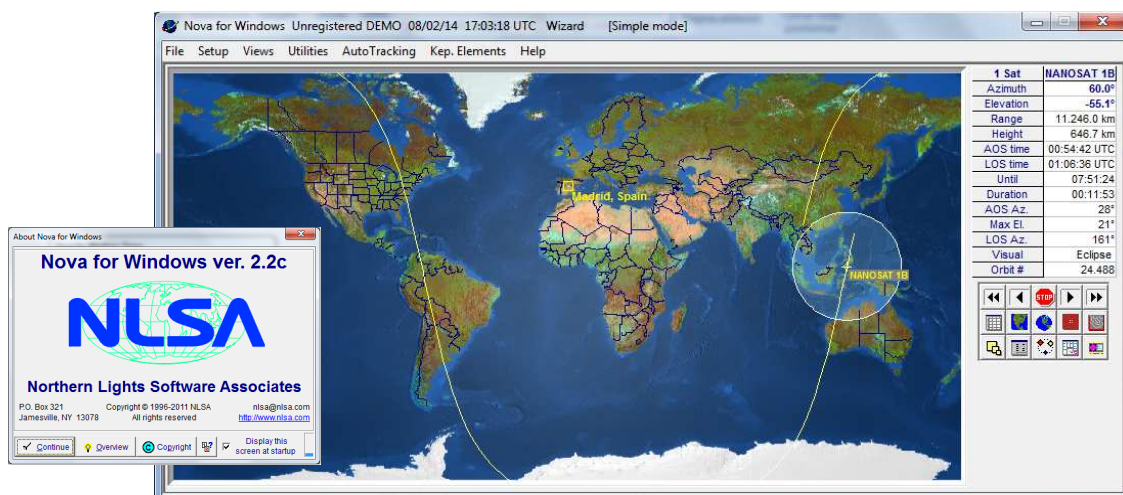


FIGURA 3.4 – Portada y ventana principal del programa ‘NOVA for Windows’, versión 2.2c

NOVA es un programa muy versátil que permite obtener mucha información a partir de los elementos orbitales de uno o varios satélites simultáneamente, y que, incluso en su versión *demo*, ofrece toda la funcionalidad necesaria para los objetivos de este trabajo:

- Actualizar los TLE de NANOSAT-1B con mucha facilidad, cargando cada nuevo archivo en la ventana de *Satellite Editor* (FIGURA 3.5).

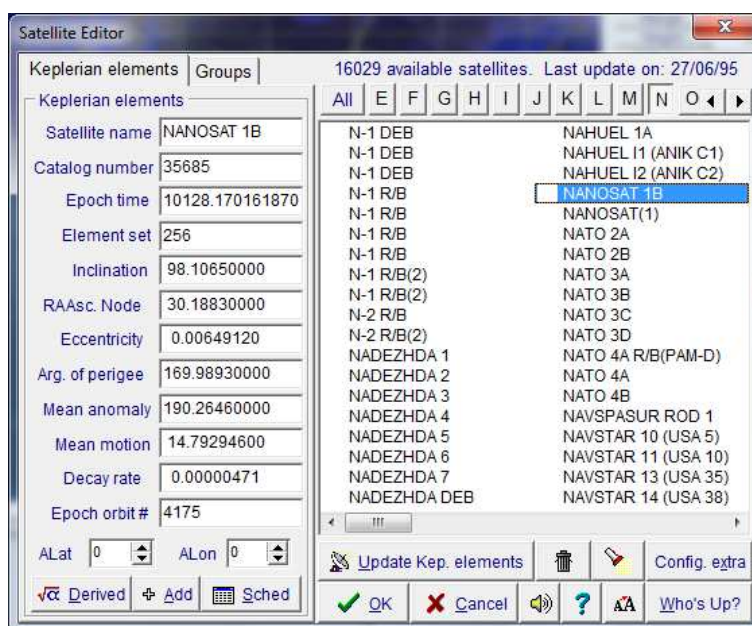


FIGURA 3.5 – ‘NOVA for Windows’: Editor de satélites (‘Satellite editor’)

- Obtener la posición del satélite a lo largo de una trayectoria, definiendo la duración de esta y el espaciado entre medidas en la ventana de *Listing Data* (FIGURA 3.6).

Time (Z)	Azimuth	Elevation	Range km	Height km	Mode	SSP Lat	SSP Lon	MA	Squint	Orbit #	Sun
NANOSAT 1B position on martes, 04 de febrero (UTC) from Madrid, Spain											
00:53:30	29.8°	+0.6°	2788.1	595.2	1	59.0°N	19.0°E	032	0.0°	24419	Eclipse
00:53:45	31.1°	+1.5°	2697.8	595.7	1	58.1°N	18.5°E	032	0.0°	24419	Eclipse
00:54:00	32.3°	+2.4°	2608.4	596.3	1	57.2°N	17.9°E	033	0.0°	24419	Eclipse
00:54:15	33.7°	+3.2°	2520.3	596.8	1	56.3°N	17.4°E	034	0.0°	24419	Eclipse
00:54:30	35.2°	+4.2°	2433.4	597.4	1	55.4°N	17.0°E	034	0.0°	24419	Eclipse
00:54:45	36.8°	+5.1°	2348.0	597.9	1	54.5°N	16.5°E	035	0.0°	24419	Eclipse
00:55:00	38.5°	+6.1°	2264.3	598.5	1	53.6°N	16.1°E	036	0.0°	24419	Eclipse

FIGURA 3.6 – ‘NOVA for Windows’: Listado de datos (‘Listing Data’)

- Llevar la predicción hasta un momento determinado en la ventana de *Set Date and Time for View* (FIGURA 3.7.a) para conocer la localización del satélite en esa época.
- Observar la trayectoria desde distintas perspectivas: sobre una proyección de mapamundi o sobre un mapa esférico del planeta (FIGURA 3.7.b).

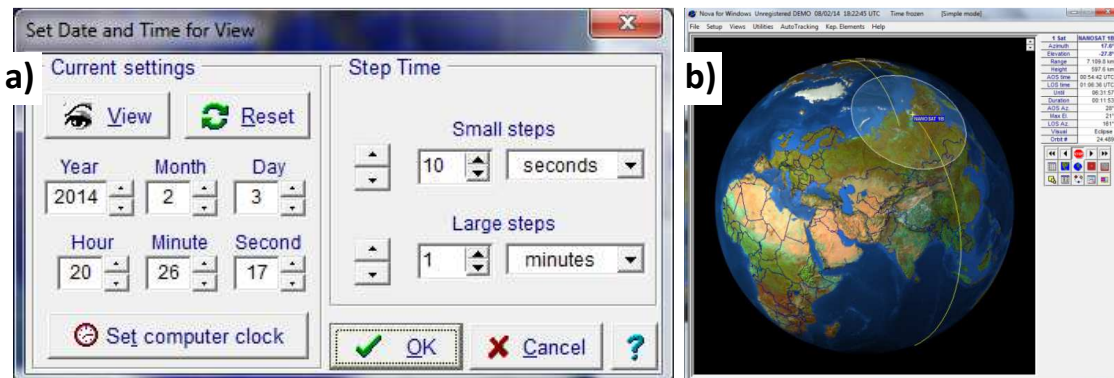


FIGURA 3.7 – ‘NOVA for Windows’: a) Configurar fecha y tiempo para la vista (‘Set Date and Time for View’); b) Vista desde el espacio (‘View from space’)

- Trabajar en modo día o noche, para poder seleccionar los momentos en los que el satélite estará en iluminación (Sol) o en Eclipse (FIGURA 3.8).



FIGURA 3.8 – ‘NOVA for Windows’: Mostrar día/noche (‘Show day/night’)

A.2. Trayectoria seguida durante una activación

Se puede determinar en qué segmento de la trayectoria orbital del NANOSAT-1B programar la activación del SM_ACS y así obtener medidas durante la época adecuada. Utilizando los modelos de campo geomagnético (Apéndice IV) se podrá calcular qué campo magnético es esperable en ese segmento de la trayectoria¹⁸.

Para determinar la trayectoria donde se quiere medir se podría utilizar el programa NOVA y obtener uno por uno los puntos de la misma. Sin embargo, es fácil prever que este método resultará pronto inviable dado el ingente número de datos a tratar. En su lugar, se han desarrollado otras dos formas mucho más efectivas para facilitar este trabajo, contenidas en los programas "*nst1b_path.m*" y "*nst1b_trajectory.m*", descritos a continuación.

- **Programa *nst1b_path.m***

Datos de entrada	Archivos de telemidas y de trayectorias de NANOSAT-1B durante un día completo
Resultados	Posición de NANOSAT-1B durante la medida

En primer lugar, se utiliza el TLE correspondiente al día que se quiere estudiar para actualizar los elementos orbitales de NANOSAT-1B en NOVA. El propio programa NOVA facilita una lista completa de las posiciones del satélite a lo largo de todo un día. Conociendo la época, la duración y el periodo de la medida, se pueden obtener las posiciones donde NANOSAT-1B realizó una medida magnética en su trayectoria.

Se almacenará un archivo con todas las posiciones del satélite en cada día que se han programado activaciones, bajo el siguiente formato de nombre:

nst1b-Trayectoria19agosto10.txt

En estas listas se tienen los datos de la posición del satélite, observado desde Madrid, mostrados en la FIGURA 3.9.

- *Time*: en formato [XX:XX:XX], indica el momento de la predicción. El tiempo mínimo entre momentos en el sistema de cálculo de NOVA es de 15 s.
- *Azimuth* (°): azimut, ángulo entre el punto cardinal norte y la proyección del satélite sobre el horizonte del observador (Madrid).
- *Elevation* (°): elevación, ángulo con el horizonte del observador. De -90° a 90° para obtener datos de toda la órbita, incluso por debajo del horizonte.

¹⁸ En este trabajo nos referiremos al segmento de la trayectoria donde tomamos medidas también como "trayectoria" simplemente.

- *Range* (km): rango, distancia al observador de la proyección del satélite sobre el geoide (WGS84, Sistema Geodésico Mundial de 1984) por líneas geodésicas (Madrid).
- *Height* (km): altura sobre el geoide.
- *Mode*: siempre 1 en esta versión de *NOVA for Windows*.
- *SSP Lat*: en formato [XX.XX°N/S] (Norte / Sur), latitud.
- *SSP Lon*: en formato [XX.XX°E/W] (Este / Oeste), longitud.
- *MA*: o fase, de 0 a 255 para cubrir toda la órbita.
- *Squint*: ángulo entre la orientación de la antena y el QTH (ubicación de la antena receptora, en longitud y latitud, según los códigos Q de radiotelegrafía); 0.0° significa que las antenas están orientadas directamente hacia el centro de control. Tenemos 0.0° en todas las posiciones del NANOSAT-1B aportadas por NOVA por defecto (este programa sólo proporciona posiciones del satélite, no puede conocer su orientación).
- *Orbit #*: número de órbita desde su lanzamiento.
- *Sun*: posición respecto del Sol; opciones: *No, Eclipse, Visible, Sun*.

Time	Azimuth	Elevation	Range km	Height km	Mode	SSP Lat	SSP Lon	MA	Squint	orbit #	Sun
NANOSAT 1B position on jueves 19 de agosto (UTC) from Madrid, Spain											
00:00:00	10.6°	-18.1°	5577.6	645.5	1	81.90°N	76.94°E	178	0.0°	5696	NO
00:00:15	10.5°	-17.6°	5479.2	644.8	1	81.86°N	70.37°E	179	0.0°	5696	NO
00:00:30	10.5°	-17.0°	5380.4	644.1	1	81.71°N	63.94°E	180	0.0°	5696	NO
00:00:45	10.4°	-16.4°	5281.3	643.4	1	81.47°N	57.81°E	180	0.0°	5696	NO
00:01:00	10.3°	-15.8°	5181.9	642.7	1	81.13°N	52.07°E	181	0.0°	5696	NO
00:01:15	10.3°	-15.1°	5082.2	642.0	1	80.72°N	46.78°E	182	0.0°	5696	NO
00:01:30	10.2°	-14.5°	4982.2	641.3	1	80.24°N	41.97°E	182	0.0°	5696	NO
00:01:45	10.1°	-13.9°	4881.9	640.6	1	79.70°N	37.62°E	183	0.0°	5696	NO
00:02:00	10.0°	-13.3°	4781.4	639.9	1	79.10°N	33.72°E	184	0.0°	5696	NO
00:02:15	9.9°	-12.6°	4680.6	639.2	1	78.47°N	30.22°E	184	0.0°	5696	NO
00:02:30	9.8°	-12.0°	4579.5	638.5	1	77.80°N	27.08°E	185	0.0°	5696	NO
00:02:45	9.6°	-11.3°	4478.3	637.7	1	77.09°N	24.27°E	186	0.0°	5696	NO
00:03:00	9.5°	-10.7°	4376.8	637.0	1	76.37°N	21.74°E	186	0.0°	5696	NO
00:03:15	9.4°	-10.0°	4275.0	636.3	1	75.62°N	19.46°E	187	0.0°	5696	NO
00:03:30	9.2°	-9.3°	4173.1	635.6	1	74.85°N	17.39°E	188	0.0°	5696	NO

FIGURA 3.9 – ‘NOVA for Windows’: Lista completa de las posiciones de NANOSAT-1B durante un día

Con *nst1b_path.m* se analizan todos los segmentos de la trayectoria donde se han hecho medidas y se genera un archivo que contiene las posiciones del satélite según el sistema de referencia terrestre: {longitud (°), latitud (°), altitud (km)}. Los archivos se guardan con un nombre con un formato como el siguiente:

NST1B_SMAG-19-08-2010 18-20-02_path.dat

Estos ficheros se etiquetan todos de igual manera para facilitar su tratamiento posterior, indicando la fecha y la hora del comienzo de la trayectoria.

Además, en algunos casos se detectará un cambio de signo erróneo cuando NANOSAT-1B atraviesa el límite de denominación Oeste a Este, es decir: 180°W a 180°E, o de forma numérica, -180° a +180°, lo que puede producir errores en el tratamiento posterior. *nst1b_path.m* puede encontrar esos puntos problemáticos y eliminarlos, almacenando unos nuevos archivos de datos, que sustituirán a los antiguos archivos incorrectos.

Los programas anidados en *nst1b_path.m* son:

- *timestr2num.m*
- *coordstr2num.m*
- *timenum2str.m*
- *padcat.m*

Se desarrolló también un programa que automatiza el uso de *nst1b_path.m* sobre un gran número de archivos: *nst1b_process_path.m* (FIGURA 3.10); el diagrama de flujo descrito en la FIGURA 3.11 describe cómo funciona *nst1b_path.m*.

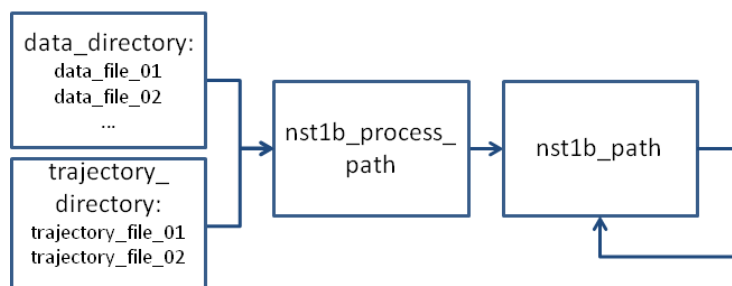


FIGURA 3.10 – Diagrama de flujo de *nst1b_process_path.m*

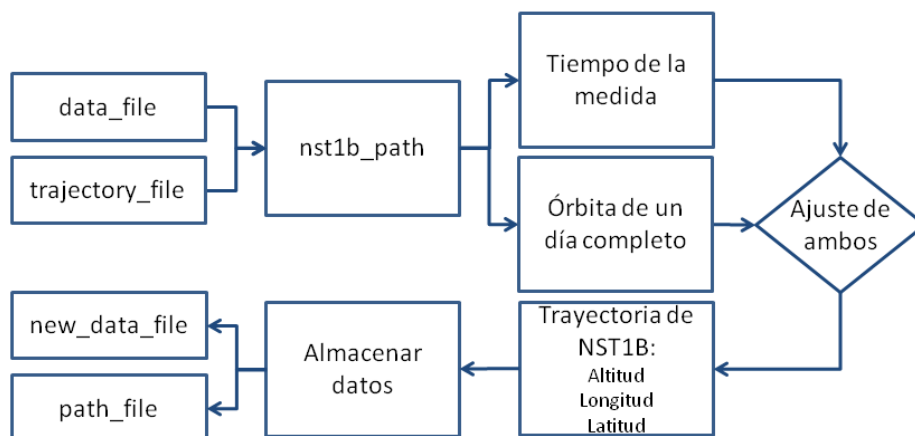


FIGURA 3.11 – Diagrama de flujo: a) de *nst1b_process_path.m*; b) de *nst1b_path.m*

- **Programa *nst1b_trajectory.m***

Datos de entrada	Archivos de telemidas y de TLEs correspondientes a NANOSAT-1B en la época de la medida
Resultados	Posición de NANOSAT-1B durante la medida

La otra opción consiste en utilizar directamente el modelo SGP4, lo que nos permite seguir utilizando los TLE, pero de forma directa: dado que los algoritmos están al alcance del público, fueron implementados en lenguaje Matlab dentro de los subprogramas que componen el programa *nst1b_trajectory.m*.

El funcionamiento de *nst1b_trajectory.m* es similar al de *nst1b_path.m*, sólo que primero tenemos que analizar el archivo del TLE. Tenemos también un programa para automatizar el programa *nst1b_trajectory.m* sobre muchos ficheros de datos: *nst1b_process_trajectory.m*,

descrito en la FIGURA 3.12; el funcionamiento de *nst1b_trajectory.m* se muestra finalmente en el diagrama de flujo descrito en la FIGURA 3.13.

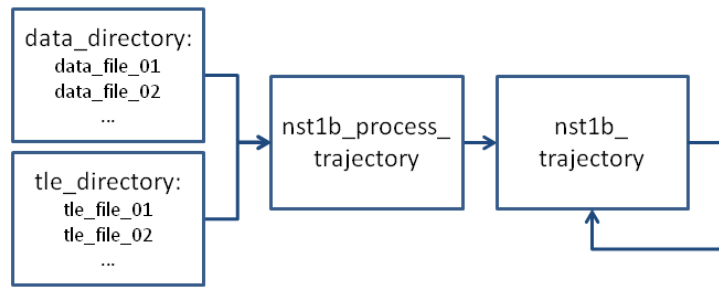


FIGURA 3.12 – Diagrama de flujo de *nst1b_process_trajectory.m*

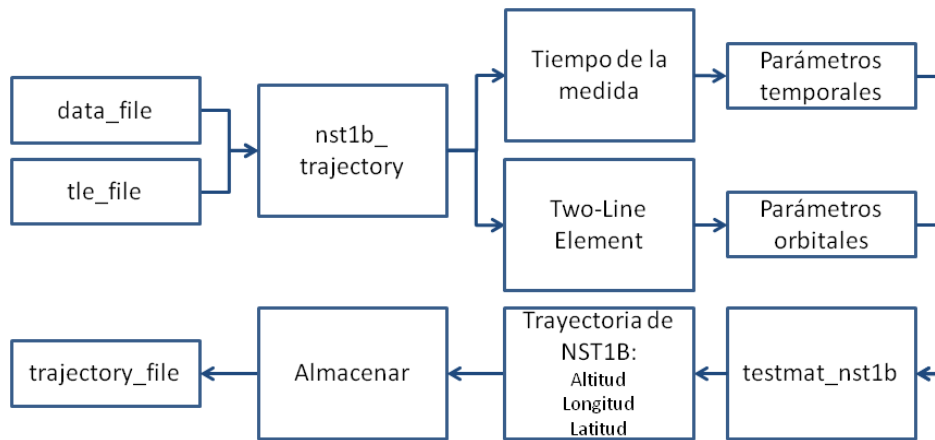


FIGURA 3.13 – Diagrama de flujo de *nst1b_trajectory.m*

El programa que utiliza *nst1b_trajectory.m* para desarrollar el SGP4 es *testmat_nst1b.m* (FIGURA 3.14).

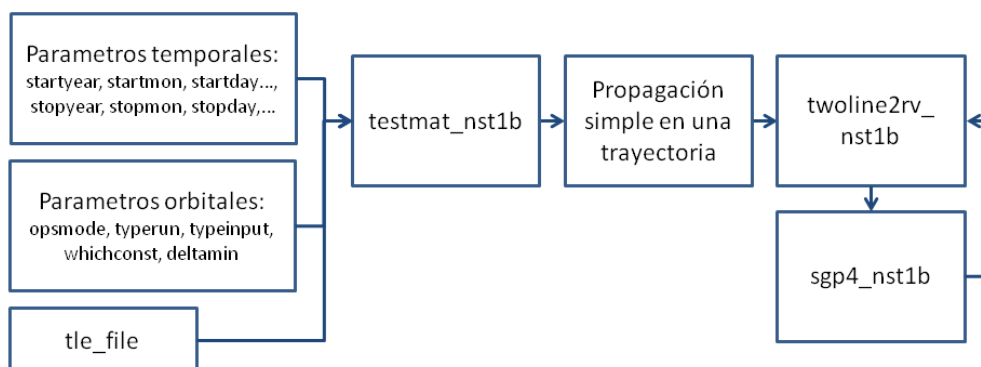


FIGURA 3.14 – Diagrama de flujo de *testmat_nst1b.m*

El programa *testmat_nst1b.m* tiene anidado a *twoline2rv_nst1b.m* (FIGURA 3.15), desde el que se puede llegar a *sgp4_nst1b.m* (FIGURA 3.16), donde finalmente se encuentran los algoritmos del modelo SGP4. La adaptación se hizo a partir del programa escrito por Jeff Beck

en 2005 (ver Nota de Revisión de Vallado et al., 2006). Se tienen los siguientes subprogramas anidados:

- | | | |
|-----------------------------|-----------------------------|---------------------------|
| - <i>getgravc_nst1b.m</i> | - <i>dscom_nst1b.m</i> | - <i>rv2coe_nst1b.m</i> |
| - <i>days2mdhms_nst1b.m</i> | - <i>dpper_nst1b.m</i> | - <i>mag_nst1b.m</i> |
| - <i>jday_nst1b.m</i> | - <i>dsinit_nst1b.m</i> | - <i>angl_nst1b.m</i> |
| - <i>sgp4init_nst1b.m</i> | - <i>dspace_nst1b.m</i> | - <i>newtonnu_nst1b.m</i> |
| - <i>initl_nst1b.m</i> | - <i>invjday_nst1b.m</i> | |
| - <i>gstime_nst1b.m</i> | - <i>days2mdhms_nst1b.m</i> | |

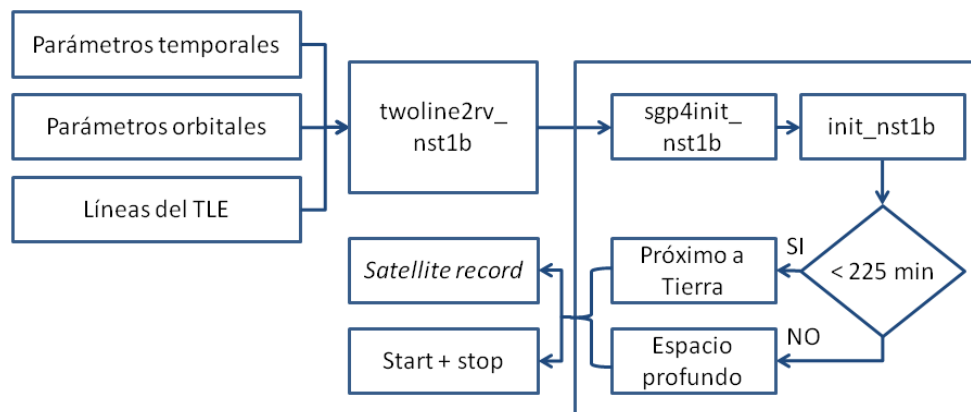


FIGURA 3.15 – Diagrama de flujo de *twoline2rv_nst1b.m*

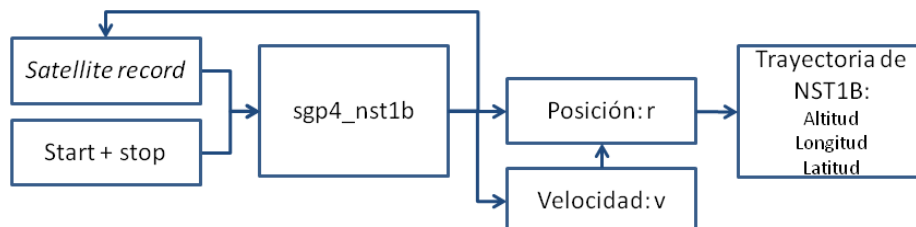


FIGURA 3.16 – Diagrama de flujo de *sgp4_nst1b.m*

En este trabajo se da el nombre de *path* a las trayectorias calculadas por *nst1b_path.m*, y *trajectory* a las calculadas por *nst1b_trajectory.m* para distinguirlas, pero ambas corresponden al mismo tipo de datos: longitud, latitud y altitud de todos los puntos seguidos por el satélite.

Se comparan ambos programas, *nst1b_path.m* y *nst1b_trajectory.m*, para decidir cuál es el más apropiado para este trabajo:

- El programa *nst1b_path.m* utiliza los valores de los TLE ya procesados por los algoritmos refinados de NOVA, mientras que *nst1b_trajectory.m* explota él mismo los elementos keplerianos: esto aporta autonomía en el caso en que el programa NOVA no estuviera disponible.
- El programa *nst1b_path.m* utiliza una única lista de posiciones diaria, calculada por NOVA, para dar soporte a todas las activaciones que hayan tenido lugar a lo largo de ese mismo día; *nst1b_trajectory.m* tiene que procesar el TLE cada vez. En balance, el

uso del primero supone un importante ahorro de tiempo sobre el segundo (en torno al 14%, aún teniendo en cuenta el tiempo invertido en calcular la lista diaria).

- Siendo NOVA un programa abierto al libre acceso mundial desde hace años, está sujeto al chequeo de miles de usuarios, mejorando la eficiencia y actualizando el algoritmo. Esto aporta mejores garantías de fiabilidad y optimización que nuestra adaptación del modelo SGP4. Comparado con las medidas de posición calculadas con NOVA, el programa *sgp4_nst1b.m*, anidado en *nst1b_trajectory.m*, comete un error en la altitud, longitud y latitud del 0.15%, en promedio, lo que equivale a errores de alrededor de 900 m sobre la altitud promedio de la órbita, de 624 km, y de alrededor de 11' en la longitud y latitud.

Así pues, a pesar de que ambos presentan buenas aptitudes, el programa que se utilizará para obtener las posiciones de NANOSAT-1B durante una activación será *nst1b_path.m*.

B) Selección de medidas y construcción de telecomandos

El satélite sólo puede recibir telecomandos cuando se encuentra en modo nominal. En los otros modos (p. ej.: supervivencia) utiliza todos sus recursos para restablecer las condiciones nominales. Por otro lado, existe una interdependencia con otros subsistemas del satélite a la hora de programar activaciones. Por estas razones, el lanzamiento de telecomandos necesita respetar las limitaciones de potencia y el orden en las comunicaciones.

B.1. Selección de medidas: Etapas

La campaña de medición del campo geomagnético comprende las siguientes etapas:

1. Verificación inicial del proceso: se toman medidas que confirmen que el sistema de medición funciona ("etapa de *commissioning*"). Se pretende poner a prueba todo el proceso, desde la orden de medida hasta la recepción de la respuesta (activación del sensor, medida, retorno de datos). La fase de medidas para cubrir esta etapa involucra a varios equipos y debe llevar poco tiempo después del lanzamiento, hasta confirmar que todo funciona correctamente.
2. Verificación adicional del proceso: se busca una respuesta tomada en cualquier posición y época de la órbita, sin ninguna restricción por actividad meteorológica, zonas especiales de la órbita o cualquier otra razón. Se quieren probar los límites del acondicionamiento electrónico y comprobar que las capacidades sensoras están bien dimensionadas. Esta etapa ocupa una fase de medidas relativamente extensa al comienzo de la misión y volverá a repetirse periódicamente para continuar chequeando la respuesta.
3. Calibración en órbita: el núcleo de este trabajo. Para calibrar en vuelo los sensores frente a los modelos geomagnéticos lo más conveniente es enfrentar estos valores a

las medidas tomadas en las regiones y épocas de más calma: las perturbaciones puntuales (externas) no están incluidas en los modelos. Este trabajo se ha realizado en torno a un máximo de actividad solar (2009-2014), lo que no facilita la tarea. Esta etapa se cubrirá durante toda la vida útil del satélite y se buscará tener la mayor cantidad posible de medidas en condiciones tranquilas de meteorología espacial.

4. Detección de eventos solares: se tratará de observar fenómenos provocados por la alta actividad solar. Este es uno de los objetivos últimos de este trabajo. Esta etapa se trabajará puntualmente, durante las alertas de evento solar, para lo que se utilizarán (en la medida de lo posible) las alertas tempranas suministradas por los servicios internacionales de observación del Sol.

Aparte de la descripción de las etapas, que muestra en qué manera establecer los criterios de medida, también hay que aplicar una selección de medidas *a posteriori*: se realiza una clasificación de las medidas, conservando y analizando únicamente las medidas válidas que respondan a los objetivos planteados. Se descartarán aquellas medidas erróneas o espurias, y también las que han sido tomadas en épocas y posiciones de poco interés para los objetivos.

i. Selección por áreas y épocas

Las áreas y épocas para tomar medidas magnéticas serán distintas para cada etapa:

1. Verificación inicial del proceso: se tomarán medidas cortas y en cualquier posición de la órbita. No se tendrá especial cuidado en los parámetros de meteorología espacial. Tendrá lugar durante las primeras semanas tras el lanzamiento.
2. Verificación adicional del proceso: se tomarán medidas de duraciones diversas, tratando de cubrir todas las zonas de la órbita posibles: zonas de homogeneidad en el campo magnético, zonas de gradientes pronunciados y zonas geográficamente especiales. Los parámetros de meteorología espacial siguen siendo monitorizados, pero no forman parte del criterio de selección de épocas, salvo para contar con mayor variedad en las medidas. Tomará varios meses llevar a cabo todas estas medidas, de forma discontinua.
3. Calibración en órbita: se tomarán medidas en las épocas en que el campo magnético esté más tranquilo (parámetros orbitales más favorables) y en las áreas donde esto sea más fácil de conseguir, esto es: en latitudes intermedias, entre los 15° y los 60°, Norte o Sur. La duración de las medidas será variable, siempre por encima de 5 min, y por debajo de 50 min: no alcanzar una duración suficiente provoca que la variación de la temperatura debido a la propia electrónica no llegue a una cierta estabilización, y sobrepasarla supone que NANOSAT-1B está cruzando áreas de la órbita donde los campos magnéticos son más fluctuantes y están peor caracterizados por los modelos. Esta campaña de medidas durará toda la vida útil del satélite, pues la calibración en órbita es algo que debe realizarse continuamente para garantizar la mejor calidad de las medidas.

4. Detección de eventos solares: se cuenta con diversas fuentes de información que nos avisan de la inminencia de algún evento espacial (p. ej.: satélites de observación solar). Se suele contar con 2 o 3 días de preaviso, desde el aviso hasta la llegada del evento a nuestra órbita. Para tratar de captar cualquier evento que provoque tormentas solares, se activará el SM_ACS en latitudes intermedias, para poder minimizar los efectos de otras causas.

Se elegirán principalmente épocas de Eclipse, para evitar las turbulencias de la ionosfera en Sol, y observar además el efecto de la reconexión de las líneas de campo en la magnetocola, fenómeno que ocurre a una distancia aproximada de 45 ER (Alexeev et al., 2006), pero cuyas consecuencias pueden llegar a observarse en una órbita LEO (Angelopoulos et al., 2008). Las medidas en Sol permitirán observar la llegada de los eventos solares directamente.

Se tomarán medidas de en torno a 20 min (9044.58 km, un arco de 74.08°) para asegurarnos de no salir de las áreas óptimas para la medición. Estas campañas de medidas son irregulares e imprevisibles, con lo que no podemos saber cuánto durarán; sin embargo, la alerta se mantiene activada siempre.

B.2. Construcción de telecomandos

El proceso de la construcción de un telecomando (TC) debe ser tenido en cuenta y estudiado minuciosamente; la reserva de épocas para medir debe ser realizada de manera que se cumplan los siguientes requisitos:

- Que los TCs lleguen en plazo: no se puede proponer una medida con demasiada antelación, pues los modelos aún no predicen con suficiente exactitud la posición del satélite; pero tampoco es recomendable minimizar el tiempo previo, pues puede haber tráfico de telecomandos de otros sistemas y subsistemas del satélite.
- Que se respeten las limitaciones de potencia del subsistema: el número de activaciones y su duración no deben superar el límite que la batería nos puede suministrar periódicamente.
- Que se responda a las necesidades que el tipo de objetivo requiera. Toda medida fallida o superflua representa un gasto innecesario de recursos.

i. Interfaz de la misión NANOSAT-1B: El *nanoserver*

Para dar servicio a los diversos equipos que trabajan con los sistemas embarcados en NANOSAT-1B, tanto los de plataforma (OBDH, ACS, PDU, térmico, TX/RX y estaciones terrenas) como los de cargas útiles (SM_ACS, magnetoimpedancia, RadFET, LDT y sensor solar VECTORSOL), el equipo de la misión NANOSAT-1B generó una interfaz de acceso interno: el *nanoserver*. Este sistema ya dio buenos resultados en el aprovechamiento de la gestión de la

misión anterior, NANOSAT-01, y en esta nueva edición aporta la misma funcionalidad, con algunas mejoras en el rendimiento y en la navegación de la interfaz.



FIGURA 3.17 – nanoserver – NANOSAT-1B: Página principal y TMs (proyecto NANOSAT-1B)

La página principal es un distribuidor (*hub*) que redirige directamente a la sección de telemedidas (TMs), como se ve en la FIGURA 3.17. En esta sección se apilan todas las TMs de todos los subsistemas del satélite, en orden cronológico y sin catalogar.

Se tiene acceso a un mapa de la trayectoria que sigue NANOSAT-1B en cada momento, tal como ofrece NOVA; pero siendo NOVA un programa con acceso a muchos más datos, desestimamos el uso de esta funcionalidad del *nanoserver*.



FIGURA 3.18 – nanoserver – NANOSAT-1B: Pases (proyecto NANOSAT-1B)

También se ofrece la posibilidad de ver los siguientes pases de NANOSAT-1B sobre el Centro de Control en las instalaciones del INTA en Torrejón de Ardoz (FIGURA 3.18). Se indica la elevación de cada pase: con elevaciones demasiado bajas ($< 10^\circ$) existen más probabilidades de que la descarga de datos ocurra con errores.

En la pestaña de “Creación TCS” (telecomandos) se selecciona “Centro de Misión” para comprobar qué activaciones están admitidas en cada momento (FIGURA 3.19.a) o el sistema que se quiere activar (en nuestro caso, el instrumento SM_ACS, aquí llamado “SMAG”) (FIGURA 3.19.b). En estas pestañas se indica si el satélite se encuentra en modo nominal, con todos los sistemas funcionando correctamente, o en modo supervivencia, cuando algún

sistema ha fallado; en este último caso, las activaciones no están permitidas y hay que esperar a que todos los subsistemas se restablezcan y se vuelva a dar la orden de normalidad.

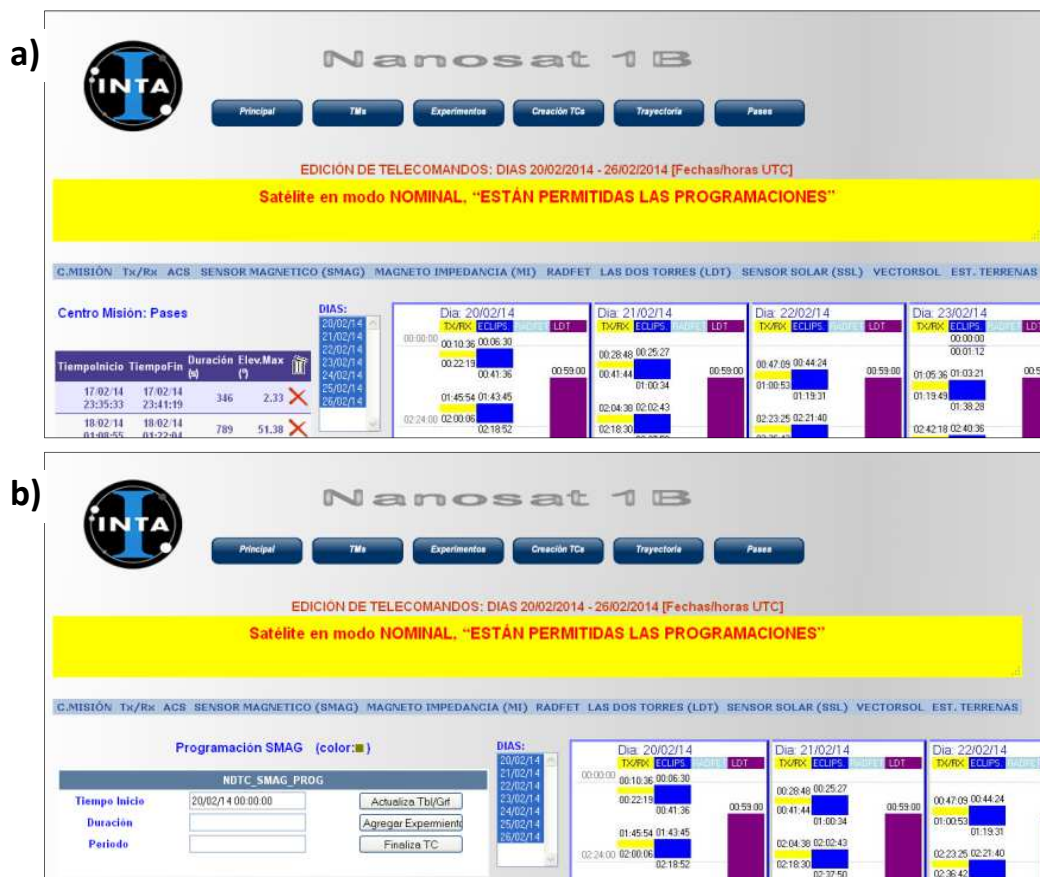


FIGURA 3.19 – nanoserver – NANOSAT-1B: a) Creación TCs, Centro de Misión. b) Creación TCs, SMAG (proyecto NANOSAT-1B)

Finalmente, en la pestaña de “Experimentos” se pueden descargar las TMs correspondientes a cada sistema (FIGURA 3.20).



FIGURA 3.20 – nanoserver – NANOSAT-1B: Experimentos. SMAG (proyecto NANOSAT-1B)

ii. Lanzamiento de telecomandos

Se siguen los siguientes pasos:

1. Para cada etapa, se utiliza NOVA para seleccionar cuál es la época y posición más adecuadas. Se debe verificar que el TLE está actualizado.

El *nanoserver* sólo permitirá reservar activaciones con un plazo previo mínimo de una semana, con lo que la precisión en la previsión de la trayectoria tendrá el error acumulado de la deriva de los elementos keplerianos durante siete días. Esto supone imprecisiones de menos de 10 km, lo que no es un problema importante en la previsión de la trayectoria de medida en la órbita LEO. Para el posterior tratamiento de los datos ya sí se contará con el TLE adecuado y se conocerá la trayectoria con toda la precisión del modelo SGP4.

2. Los parámetros que el nanoserver requiere para lanzar el TC (FIGURA 3.19.b) son:
 - Tiempo de inicio, en formato [XX:XX:XX]: este valor se determina observando la trayectoria de NANOSAT-1B en NOVA; es la fecha y la hora de la activación.
 - Duración (min): también se estima trabajando sobre el NOVA, calculando las regiones en las que se quiere medir. La más habitual es 10-20 min.
 - Periodo (x10 ms): es el tiempo que pasa entre cada medida. Este valor se ha ido ajustando con el uso, seleccionando la velocidad de medición que más favorece al estudio, dentro de las posibilidades del propio SM_ACS. Por lo general, se utiliza un periodo de 2000 ms.
3. Se tienen en cuenta las limitaciones impuestas a todos los subsistemas:
 - Nunca se lanzarán más de 16 TCs por semana y subsistema. Esta limitación ya está implementada en el *nanoserver*, de manera que se evitan descuidos por parte de los operadores que pudieran colocar al satélite en una situación problemática de escasez de potencia. Un uso excesivo de energía daría poco margen para situaciones inesperadas de emergencia, dejando a la plataforma más expuesta a riesgos.
 - No se deben solapar experimentos: esta posibilidad también está imposibilitada por el propio *nanoserver*, mejorado desde NANOSAT-01.
 - No se deben solapar TCs con la transmisión y recepción de datos (TX/RX). Esto imposibilita la recogida de datos magnéticos sobre la región donde la elevación (medida desde el Centro de Control) es positiva.
 - Tanto las épocas de TX/RX como las de Eclipse están adecuadamente marcadas en la interfaz de todos los días de activación, de manera que los operadores pueden evitar el problema del solapamiento, o seleccionar más cómodamente las épocas en las que las medidas serán en Sol o en Eclipse.

Se muestra un ejemplo de TC en el nanoserver en la FIGURA 3.21, donde se detallan las épocas de TX/RX (amarillo) y de Eclipse (azul); aparecen también algunos TCs de los subsistemas SMAG, RADFET y LDT.

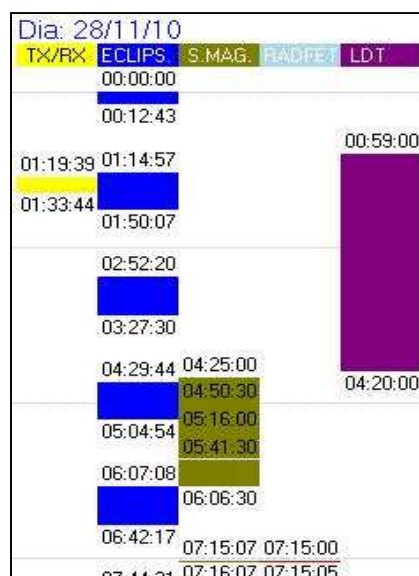


FIGURA 3.21 – Telecomando lanzado para el 28 de noviembre de 2010 (proyecto NANOSAT-1B)

4. Una vez que el TC ha sido debidamente seleccionado e introducidos sus parámetros en el *nanoserver*, conviene asegurarse de que ha sido aceptado por el Centro de Misión. Para ello, en la pestaña correspondiente (FIGURA 3.19.a) se puede chequear que está integrado entre el resto de TCs de otros subsistemas.
5. Se guarda registro de todos los TCs introducidos en el *nanoserver* para poder comprobar posteriormente que ha llegado a activarse el SM_ACS según las solicitudes. Se añade alguna información adicional, como si han sido programados en Eclipse o no. Esto tiene lugar en archivos Excel (TABLA 3.1), nombrados como sigue:

SM_ACS - NST1B - Activaciones ago10.xls

TABLA 3.1 – Ejemplo de registro de activaciones del instrumento SM_ACS de NANOSAT-1B

	Hora activ.	Hora apag.	Tiempo act. (min)	Periodo (x10ms)	Noche	Descargado	Notas
19 de AGOSTO de 2010							
1	11:40:00	12:00:00	20	200	x	DESCARGADO	
2	16:30:00	16:50:00	20	200	x	DESCARGADO	
3	18:00:00	18:20:00	20	200	x	DESCARGADO	
20 de AGOSTO de 2010							
4	12:00:00	12:20:00	20	200	x	DESCARGADO	
5	16:50:00	17:10:00	20	200	x	DESCARGADO	
6	18:30:00	18:50:00	20	200	x	DESCARGADO	
21 de AGOSTO de 2010							
7	12:20:00	12:40:00	20	200	x	DESCARGADO	
8	17:10:00	17:30:00	20	200	x	DESCARGADO	
9	18:50:00	19:10:00	20	200	x	DESCARGADO	

C) Telemedidas. Archivos de datos

C.1. Recepción de telemedidas

Las telemidas son descargadas del *nanoserver* en archivos que contienen datos de todos los subsistemas. Es necesario seleccionar solo los relacionados con el sensor magnético SM_ACS: medidas magnéticas y de temperatura. Para ello, se estudia el orden de los bits de las TMs globales y se recoge únicamente la mostrada en la TABLA 3.2:

TABLA 3.2 – Bits de datos de una TM relacionados con las medidas del SM_ACS

# A	# B	ACRÓNIMO	CAMPOS	BITS	BYTES
...
498	783	TM_SM_ACS_1_SET	Lectura del sensor magnético SM_ACS SM1 en SET (dato tipo INT).	12	3
499		TM_SM_ACS_2_SET	Lectura del sensor magnético SM_ACS SM2 en SET (dato tipo INT).	12	
500	786	TM_SM_ACS_3_SET	Lectura del sensor magnético SM_ACS SM3 en SET (dato tipo INT).	12	3
501		TM_SM_ACS_4_SET	Lectura del sensor magnético SM_ACS SM4 en SET (dato tipo INT).	12	
502	789	TM_SM_ACS_1_RESET	Lectura del sensor magnético SM_ACS SM1 en RESET (dato tipo INT).	12	3
503		TM_SM_ACS_2_RESET	Lectura del sensor magnético SM_ACS SM2 en RESET (dato tipo INT).	12	
504	792	TM_SM_ACS_3_RESET	Lectura del sensor magnético SM_ACS SM3 en RESET (dato tipo INT).	12	3
505		TM_SM_ACS_4_RESET	Lectura del sensor magnético SM_ACS SM4 en RESET (dato tipo INT).	12	
506	795	TM_SM_ACS_ACS_TEMP_1	Lectura de la temperatura de SM_ACS, T1	12	3
507		TM_SM_ACS_ACS_TEMP_2	Lectura de la temperatura de SM_ACS, T2	12	
...

- #A es el asiento que ocupa cada ítem en el archivo TM global descargado.
- #B es el asiento que ocupa cada ítem, numerado según los bytes utilizados para su almacenaje en el archivo .TM global descargado.

En el *nanoserver*, en la pestaña de “Experimentos”, se puede seleccionar “SMAG” y descargar los archivos. Se ofrecen con la hora local y la hora del satélite (UTC, tiempo universal coordinado), de manera que se puede contrastar esto con los TCs. Es recomendable realizar esta comparación pues en ocasiones, por el proceso de subida de TCs al satélite, aparecen diferencias de entre 1 y 2 min. Estos archivos se almacenan tal cual son descargados del *nanoserver*, con un formato en crudo como el siguiente:

034 1500 TM_SMAG 19-08-2010 18-20-02.TM

- Los dos primeros números hacen referencia a unos códigos que se utilizan en el Centro de Control (“034” y “1500”).
- El nombre puesto en la etiqueta corresponde al que recibe cada subsistema (en el caso del SM_ACS es “SMAG”).

- Se cuenta con una marca temporal del día y el momento en el que da comienzo la telemida (en hora del satélite, UTC). Este es el valor que ha de ser contrastado con lo registrado en el telecomando.

Los tratamientos a los que se someterán estos datos ocuparán un tiempo de cálculo que no hay necesidad de repetir cada vez que necesitemos analizarlos. Por ello, lo primero que se hace tras recibir las TM es interpretar los datos, convirtiéndolos a unidades físicas, y almacenarlos de una manera sistemática y organizada.

C.2. Primer tratamiento de datos: Almacenamiento

Los archivos .TM son registrados de manera que sus valores físicos sean fácilmente accesibles en el futuro, utilizando los siguientes programas:

- *nst1b_read_tm.m*, para la lectura de los archivos de datos y su conversión a magnitudes físicas.
- *nst1b_check_Day_init.m* y *nst1b_check_longitude.m*, para el chequeo de algunos parámetros que pueden presentar problemas: las marcas temporales de los archivos .TM y los valores de longitud en torno a 180°.

- **Programa *nst1b_read_tm.m***

Datos de entrada	Archivos de telemidas sin tratamiento
Resultados	Archivos de telemidas tratados y almacenados, listos para su análisis

Los archivos .TM almacenados tras descargarlos del *nanoserver* están dimensionados en unidades de ingeniería. Se convierten a unidades físicas que permitan trabajar con ellos de manera sistemática. En esta conversión intervienen los parámetros de calibración (Capítulo 2). Los archivos son almacenados según la TABLA 3.3, en formato .DAT:

NST1B_SMAG-07-08-2010 06-40-13.DAT

TABLA 3.3 – Datos leídos de una TM y almacenados en formato .DAT

#	ITEM	UNIDAD	TAMAÑO	NOTAS
1 .. 3	Fecha = [Year_init, Month_init, Day_init]	-	1	Fecha de la adquisición de la medida.
4 .. 6	Momento = [Hour_init, Minute_init, Second_init]	-	1	Momento de comienzo de adquisición de las medidas.

Continúa:

Continúa:

#	ITEM	UNIDAD	TAMAÑO	NOTAS
7	<i>Duration</i>	min	1	Tiempo entre el comienzo y el final de la medida.
8	Period	s	1	Periodo de la adquisición de datos, tiempo entre una medida y la siguiente.
9	<i>Samples</i>	-	1	Número de datos adquiridos en la medida.
10 .. 13	$V_{out} = [V1, V2, V3, V4]$	(V)	<i>samples</i>	Datos sin tratar de los sensores magnéticos.
14 .. 15	$T = [T1, T2]$	(V)	<i>samples</i>	Temperaturas.
16 .. 17	$T_{deg} = [T1_{deg}, T2_{deg}]$	(°C)	<i>samples</i>	Temperaturas.
18	t	(s)	<i>samples</i>	Tiempo de la medida.
19	dt	(s)	<i>samples</i>	Derivadas del tiempo de la medida.
20 .. 22	$F_{comp_sat} = [F_x_{sat}, F_y_{sat}, F_z_{sat}]$	(nT)	<i>samples</i>	Valores de las componentes cartesianas del campo magnético.
23	F_{sat}	(nT)	<i>samples</i>	Valores del campo magnético.
24 .. 26	$dF_{comp_sat} = [dF_x_{sat}, dF_y_{sat}, dF_z_{sat}]$	(nT/s)	<i>samples</i>	Derivadas de las componentes cartesianas del campo magnético.
27 .. 29	$A1 = [A1_x, A1_y, A1_z]$	(V/nT)	<i>samples</i>	Set de valores de ganancia (sensor SM1).
30 .. 32	$A2 = [A2_x, A2_y, A2_z]$	(V/nT)	<i>samples</i>	Set de valores de ganancia (sensor SM2).
33 .. 35	$A3 = [A3_x, A3_y, A3_z]$	(V/nT)	<i>samples</i>	Set de valores de ganancia (sensor SM3).
36 .. 38	$A4 = [A4_x, A4_y, A4_z]$	(V/nT)	<i>samples</i>	Set de valores de ganancia (sensor SM4).
39 .. 42	$B = [B1, B2, B3, B4]$	(V)	<i>samples</i>	Set de valores de offset (sensores SM1, SM2, SM3, SM4).
43*	F_{123}	(nT)	<i>samples</i>	Valores del campo magnético, "parcial", sin redundancia (sens. SM1, SM2, SM3)
44*	F_{124}	(nT)	<i>samples</i>	Valores del campo magnético, "parcial", sin redundancia (sens. SM1, SM2, SM4)

Continúa:

Continúa:

#	ITEM	UNIDAD	TAMAÑO	NOTAS
45*	F_{134}	(nT)	<i>samples</i>	Valores del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sens. SM1, SM3, SM4)
46*	F_{234}	(nT)	<i>samples</i>	Valores del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sens. SM2, SM3, SM4)
47 .. 49	$F_{comp_123} = [F_{x_123}, F_{y_123}, F_{z_123}]$	(nT)	<i>samples</i>	Valores de las componentes cartesianas del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sensores SM1, SM2, SM3)
50 .. 52	$F_{comp_124} = [F_{x_124}, F_{y_124}, F_{z_124}]$	(nT)	<i>samples</i>	Valores de las componentes cartesianas del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sensores SM1, SM2, SM4)
53 .. 55	$F_{comp_134} = [F_{x_134}, F_{y_134}, F_{z_134}]$	(nT)	<i>samples</i>	Valores de las componentes cartesianas del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sensores SM1, SM3, SM4)
56 .. 58	$F_{comp_234} = [F_{x_234}, F_{y_234}, F_{z_234}]$	(nT)	<i>samples</i>	Valores de las componentes cartesianas del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sensores SM2, SM3, SM4)
59 .. 61	$dF_{comp_123} = [dF_{x_123}, dF_{y_123}, dF_{z_123}]$	(nT/s)	<i>samples</i>	Derivadas del valor de las componentes cartesianas del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sensores SM1, SM2, SM3)
62 .. 64	$dF_{comp_124} = [dF_{x_124}, dF_{y_124}, dF_{z_124}]$	(nT/s)	<i>samples</i>	Derivadas del valor de las componentes cartesianas del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sensores SM1, SM2, SM4)
65 .. 67	$dF_{comp_134} = [dF_{x_134}, dF_{y_134}, dF_{z_134}]$	(nT/s)	<i>samples</i>	Derivadas del valor de las componentes cartesianas del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sensores SM1, SM3, SM4)
68 .. 70	$dF_{comp_234} = [dF_{x_234}, dF_{y_234}, dF_{z_234}]$	(nT/s)	<i>samples</i>	Derivadas del valor de las componentes cartesianas del campo magnético, “parcial”, sin redundancia (sensores SM2, SM3, SM4)

- Los promedios de las casillas 43-46 (F_{123} , F_{124} , F_{134} , F_{234}) corresponden con la medida de la casilla 23 (F_{sat}).

La descripción de estos valores en la manera en que serán trabajados posteriormente es:

- **Metadatos** (ítems 1 .. 9): almacenaje de una etiqueta que sirva de denominación de la medida: fecha y momento del comienzo de la medida, duración de la misma, periodo de las adquisiciones dentro de la medida y número de datos adquiridos.
- **Medidas sin tratar** (ítems 10 .. 19): los datos recibidos en unidades de ingeniería (V), campo magnético y de temperatura. Se añaden también los valores de temperatura en °C y los valores de tiempo y diferencial de tiempo entre medidas.
- **Medidas tratadas directas** (ítems 20 .. 26): valores de las componentes del campo magnético y su valor en módulo, así como los valores diferenciales de las componentes. Estos serán los datos que sean comparados más directamente: es el

valor del campo magnético medido, teniendo en cuenta todas las calibraciones, también la dependencia con la temperatura.

- **Valores de calibración** (27 .. 42): los parámetros de ganancia (A) y *offset* (B) tienen una dependencia con la temperatura, por lo que en cada punto de la activación adquieren un valor distinto.
- **Medidas tratadas directas parciales** (43 .. 70): valores de las componentes del campo magnético y su valor en módulo, así como los valores diferenciales de las componentes, aprovechando el grado de redundancia: solo tienen en cuenta tres sensores cada vez.

Los programas anidados en *nst1b_read_tm.m* son: *inv_dec_day.m* y *padcat.m*.

Además, se desarrolló un programa que automatiza el uso de *nst1b_read_tm.m* sobre un gran número de archivos: *nst1b_process_tm.m* (FIGURA 3.22). Se puede observar en el diagrama de flujo de la FIGURA 3.23 cómo funciona el programa *nst1b_read_tm.m*.

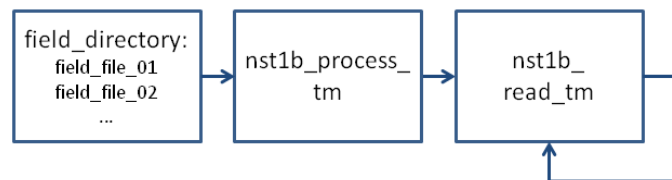


FIGURA 3.22 – Diagrama de flujo de *nst1b_process_tm.m*

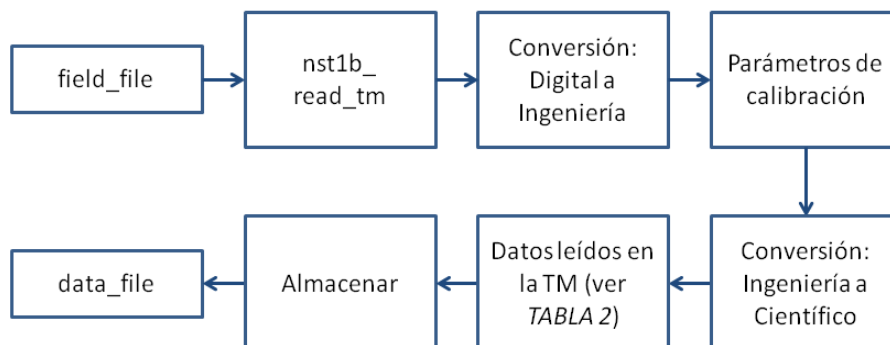


FIGURA 3.23 – Diagrama de flujo de *nst1b_read_tm.m*

i. Chequeo de archivos

En esta fase de almacenamiento de datos es muy importante saber detectar cualquier error en los archivos descargados: tiene lugar la primera selección de datos, guardando sólo los que sean físicamente plausibles y numéricamente computables. Esta comprobación provocará el rechazo de un volumen de datos que habrá que tener en cuenta a la hora de programar los telecomandos: se desecharán tanto archivos completos como segmentos de archivos que se encuentren corruptos.

Se aplican los siguientes pasos para verificar el correcto estado de los archivos:

1. Corroborar que todos los TC enviados fueron realizados efectivamente. En ocasiones, los telecomandos coincidieron con épocas en las que el satélite estaba en modo supervivencia por alguna razón inesperada; esto provocó que no hubiera telemedidas para esas fechas y por lo tanto hubiera que descartar los TC correspondientes.

Esta comprobación puede hacerse o bien accediendo al *nanoserver* en las épocas en las que se hubieron programado los TCs y confirmando que el modo del satélite es “nominal” y no “supervivencia”, o bien al descargar del *nanoserver* los TMs, comprobando si están todos los esperados según nuestra reserva de tiempos.

2. Utilizar el programa *nst1b_path.m*: ya se explicó que no sólo aporta la posición del satélite a lo largo de una activación, sino que también puede detectar errores en la nomenclatura de los datos de posición, en concreto en el signo que se le añade a los valores de longitud cuando estos pasan de la denominación Oeste a la denominación Este. Esto puede considerarse un chequeo, aunque el archivo de los datos de la trayectoria se almacena aparte.
3. Aplicar dos programas capaces de detectar errores específicos dentro de los datos de los archivos descargados: *nst1b_check_Day_init.m* y *nst1b_check_longitude.m*.

- **Programa *nst1b_check_Day_init.m***

Datos de entrada	Archivos de telemedidas sin tratamiento
Resultados	Archivos de telemedidas con la marca temporal revisada y reparada donde procede

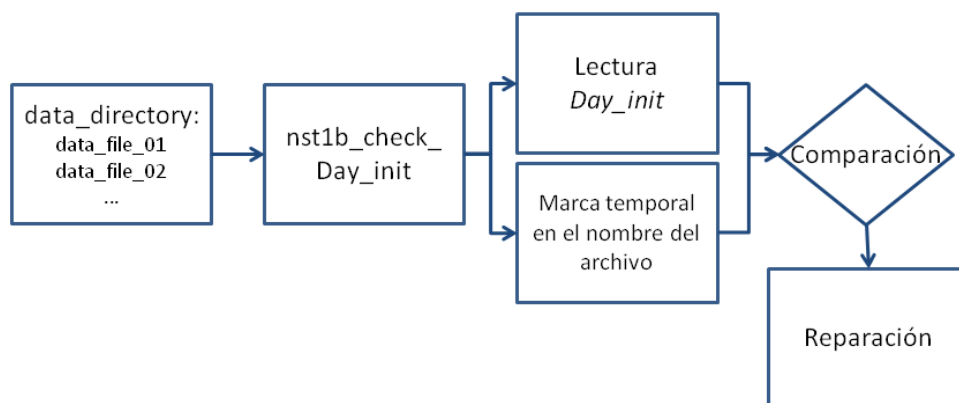


FIGURA 3.24 – Diagrama de flujo de *nst1b_check_Day_init.m*

Algunos de los archivos de datos aparecen corruptos con una marca temporal errónea: codificado en el archivo aparece el día correcto de inicio de la medida, mientras que en la marca temporal del propio nombre del archivo aparece otro, una unidad mayor. Este problema puede llevar a errores graves en el posterior tratamiento de datos, donde precisamente se trabajará con la marca temporal del nombre del archivo para mayor velocidad en la comparación con los modelos.

Este programa detecta este problema actuando en poco tiempo sobre una gran cantidad de archivos y marcando aquellos que necesitan una reparación en el nombre (FIGURA 3.24).

- **Programa *nst1b_check_longitude.m***

Datos de entrada	Archivos de telemidas sin tratamiento y archivos de la trayectoria
Resultados	Archivos de telemidas con los valores de longitud revisados y reparados donde procede

En algunos archivos aparecen datos erróneos en sus valores de longitud: tienen valores por encima de 180° . Este error puede aparecer a causa del tratamiento con *nst1b_path.m*, por cómo se intercalan valores por métodos de interpolación de grados superiores al lineal (p.ej.: *splines*) en los entornos del valor de 180° .

Este programa es capaz de localizar estos errores y marcarlos para ser eliminados del archivo (FIGURA 3.25). Ciertamente esto constituye la pérdida de algunos datos; sin embargo intentar trabajar con métodos de interpolación distintos que evitaren estos errores supondría una imprecisión aún peor. En definitiva, la eliminación de estos pocos puntos (del orden de 10 o 15 en unos paquetes de medidas de más de 600 puntos) no supone una pérdida significativa, y sin embargo se consigue una precisión muy apropiada en el cálculo de las trayectorias.

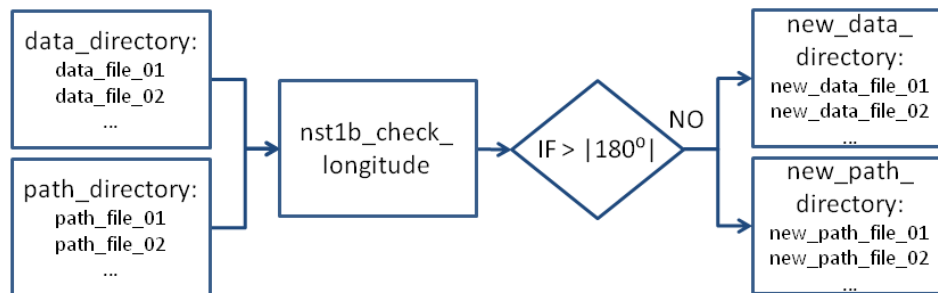


FIGURA 3.25 – Diagrama de flujo de *nst1b_check_longitude.m*

Los archivos que superan estos chequeos quedan preparados para el análisis de sus valores en profundidad. Cualquier problema que pueda encontrarse en adelante podrá ser atribuido necesariamente a efectos físicos (campos externos, efectos de degradación, etc.), y ya no a errores en el cifrado o la transmisión de los datos.

3.3.2. Calibración en vuelo

Se sabe que durante el lanzamiento y la posición en órbita de un satélite los sistemas del mismo sufren algunos cambios; a partir de lo explicado por Primdahl et al. (2006), los cambios

que afectan a un instrumento complejo diseñado para llevar a cabo magnetometría de precisión, como el SM_ACS, pueden ser tales como:

- Cambios en la presión atmosférica, lo que puede dar lugar a un cambio en el *offset* del magnetómetro por la relajación de las tensiones mecánicas y los consecuentes cambios en la imanación de materiales magnetostrictivos.
- Cambios en la imanación del satélite en conjunto, debido a la falta de control del campo durante las etapas de integración y lanzamiento, y al cambio del campo magnético ambiental en las diferentes capas de la magnetosfera.
- Cambios en los sistemas físicos del satélite en conjunto, o del instrumento magnético específicamente, desde la última calibración en laboratorio: nuevos sistemas añadidos al satélite, cambio de componentes no caracterizados magnéticamente, etc.
- Cambios en los parámetros de configuración del *software*: transducción de la señal, conversión a parámetros de ingeniería, transmisión a segmento terreno, etc.

Aunque los dos últimos aspectos pueden ser evitables, pues no existen razones físicas que los generen sino que se deben más bien a la propia ingeniería del sistema, no siempre es posible: en ocasiones, la diversificación de tareas y la cooperación conjunta de tantos equipos de trabajo implica muchos cambios de difícil visibilidad para todos los involucrados y una falta de tiempo en el proyecto impide nuevas calibraciones magnéticas previas al lanzamiento.

La determinación inicial, tras el lanzamiento, de cualquier variación de la medida alejada del valor real del campo magnético va encaminada a absorber todos estos factores de error; pero tras ello aparecen derivas en las medidas o degradación en los sistemas que necesitan de nuevas calibraciones. Un cambio en el *offset* durante el lanzamiento suele ser la experiencia más común; esto significa que el *offset* inicial es desconocido, independientemente de su estabilidad posterior durante el vuelo o sus posibles derivas.

En el caso de NANOSAT-1B sólo se puede confirmar que el instrumento SM_ACS y su *software* de control fueron mantenidos intactos tras su última calibración en laboratorio. Sin embargo, el resto de sistemas, físicos y de *software*, es opaco para el Laboratorio de Magnetismo Espacial en muchos casos. Dado que se han obtenido telemidas magnéticas en vuelo que no concuerdan con lo esperado según los modelos, parece demostrado que se han sufrido uno o varios de los procesos anteriormente descritos, por lo que se hace necesaria una **calibración en vuelo**.

Se tratará de conocer la corrección que hace falta en cada momento para conseguir una medida de la intensidad de campo magnético ajustada a la que propone el modelo para cada punto de la trayectoria. A partir de esto, se podrá deducir el nivel de degradación del SM_ACS, tratando de validar para espacio los magnetómetros COTS de tecnología AMR, y se realizarán cálculos aproximados de la actitud.

La posición del satélite se conoce según el sistema de referencia convencional ECEF (*Earth-Centered Earth-Fixed*): el sistema de referencia centrado en la Tierra y solidario con ella en su

rotación. Este sistema tiene su origen en el centro de masas de la Tierra, el eje Z apuntando hacia el Norte geográfico (que no coincide exactamente con el eje de rotación de la Tierra por el movimiento polar) y el eje X hacia el punto de corte entre las líneas de latitud 0° (ecuador) y longitud 0° (meridiano de Greenwich); el eje Y completa un sistema ortogonal dextrógiro. De esta manera, los puntos situados en este sistema de referencia no cambian de posición sobre la Tierra. En coordenadas esféricas esto equivale a longitud, latitud y altitud.

El campo geomagnético viene descrito por el modelo según un sistema de referencia que considera el eje Z dirigido hacia el Nadir (hacia abajo, hacia el centro del sistema ECEF), el eje X hacia el Norte y el eje Y hacia el Este, completando también un sistema ortogonal dextrógiro. Se llamará a este sistema de referencia “MOD” (modelo).

Se pretende medir el campo magnético en la trayectoria en la que se mueve NANOSAT-1B, que en el sistema de referencia MOD es:

$$\vec{H}_{MOD} = [H_X \quad H_Y \quad H_Z] \quad (50)$$

El instrumento magnético SM_ACS en el satélite nos aporta valores de salida en unidades de ingeniería (**V**) en el sistema de referencia del satélite, “SAT”. En la situación ideal con el satélite perfectamente alineado con el sistema de referencia MOD, sin cambios de ningún tipo (*offset*, deriva, degradación...), bastaría con aplicar los parámetros de la calibración en tierra (**A**, **B**) para recuperar el valor del campo magnético (**H**):

$$\vec{V} = [V_X \quad V_Y \quad V_Z] \xrightarrow{\text{cal.en tierra}} \vec{H}_{SAT} = A^{-1} \cdot (\vec{V} - \vec{B}) \quad (51)$$

$$\left. \begin{aligned} V^{SM1} &= A_X^{SM1} \cdot H_X + A_Y^{SM1} \cdot H_Y + A_Z^{SM1} \cdot H_Z + B^{SM1} \\ V^{SM2} &= A_X^{SM2} \cdot H_X + A_Y^{SM2} \cdot H_Y + A_Z^{SM2} \cdot H_Z + B^{SM2} \\ V^{SM3} &= A_X^{SM3} \cdot H_X + A_Y^{SM3} \cdot H_Y + A_Z^{SM3} \cdot H_Z + B^{SM3} \\ V^{SM4} &= A_X^{SM4} \cdot H_X + A_Y^{SM4} \cdot H_Y + A_Z^{SM4} \cdot H_Z + B^{SM4} \end{aligned} \right\} \quad (52)$$

Como se ha introducido, el instrumento magnético puede sufrir diversos efectos debido a las condiciones extremas en las que se encuentra (ultra-alto vacío, radiación, variaciones térmicas...) a lo largo de su vida; esto podría provocar una degradación en la electrónica de sus componentes que llevaría a errores en la medida. La degradación afecta aisladamente a cada componente electrónico involucrado en la medición, almacenaje y transmisión de datos, pero en NANOSAT-1B la electrónica involucrada en el instrumento SM_ACS fue elegida *rad-hard*, y solo los magnetómetros AMR son COTS. Aquella degradación que afecte a los sistemas de recepción y transmisión, o a los de tratamiento de datos a bordo, queda fuera del alcance de este trabajo.

Es especialmente importante calcular el efecto de la degradación cuando se trabaja con componentes COTS cuya validación para espacio todavía no ha sido verificada. En la forma más simplificada, se buscan unas cantidades, S_D y \vec{b}_D , que afectan de manera diferente al campo magnético medido en cada eje del sistema SAT (I es la matriz identidad):

$$\vec{V} \xrightarrow{\text{cal.en tierra}} \xrightarrow{\text{degradación}} \vec{H}'_{SAT} = (I + S_D) \cdot \vec{H}_{SAT} - \vec{b}_D \quad (53)$$

Además de la degradación, hay que tener en cuenta un error acumulado, relacionado con las diversas causas explicadas al principio: los efectos adversos que el instrumento sensor haya podido sufrir en su camino desde el laboratorio hasta la órbita, las diferentes fuentes de error, o el propio margen de error de la medida y del modelo. Este error acumulado puede afectar tanto a la orientación como a la intensidad de la medida, incidiendo de manera desigual en cada uno de los cuatro sensores magnéticos. Para compensar este error se debe realizar una calibración en vuelo.

El error acumulado podrá ser compensado en su mayor parte en la primera calibración realizada tras el lanzamiento; sin embargo, podrán aparecer fuentes de error durante toda la vida del satélite, con lo que se deberá proseguir siempre con estas calibraciones en vuelo.

La calibración en vuelo consistirá en la aplicación de una matriz de factor de escala y no ortogonalidad (S), que será una matriz simétrica, y en la adicción de un margen de error (\mathbf{b} , *bias*). En el caso ideal, S y \mathbf{b} valen cero. Marcamos S' y \mathbf{b}' con una prima para diferenciarlas de los valores S y \mathbf{b} , pues los primeros no incluyen la degradación (como se explica en la ecuación (58)) y los segundo sí, que serán los calculados por nuestros algoritmos más adelante.

$$\vec{V} \xrightarrow{\text{cal.en tierra}} \xrightarrow{\text{degradación}} \xrightarrow{\text{cal.en vuelo}} \vec{H}''_{SAT} = (I + S') \cdot \vec{H}'_{SAT} - \vec{b}' \quad (54)$$

Finalmente, el satélite se encontrará orientado en una posición desconocida con respecto al sistema de referencia MOD, según unos ángulos (ángulos de Euler, $\{\phi, \theta, \psi\}$: actitud) que conforman una matriz de rotación pura (R_{ACT}) e identifican unívocamente una orientación determinada:

$$\vec{V} \xrightarrow{\text{cal.en tierra}} \xrightarrow{\text{degradación}} \xrightarrow{\text{cal.en vuelo}} \xrightarrow{\text{actitud}} \vec{H}'''_{SAT} = R_{ACT}^{-1} \cdot \vec{H}''_{SAT} \quad (55)$$

$$R_{ACT} = Rot[Z, \psi] \cdot Rot[X, \theta] \cdot Rot[Z, \phi] \quad (56)$$

Se utiliza la inversa de R_{ACT} por conveniencia para nuestros cálculos. La matriz de transformación R_{ACT} se basa en la composición de tres rotaciones en torno a los ejes cartesianos del sistema MOD. Las tres rotaciones son puras, conservan la norma, y también R_{ACT} lo es (matrices isométricas: unitarias).

En conjunto, de (51), (53), (54) y (55) se obtiene la ecuación lineal más general:

$$\vec{H}'''_{SAT} = R_{ACT}^{-1} \cdot \left[(I + S') \cdot \left[(I + S_D) \cdot A^{-1} \cdot (\vec{V} - \vec{B}) - \vec{b}_D \right] - \vec{b}' \right] = \vec{H}_{MOD} \quad (57)$$

$$\left. \begin{aligned} \vec{b} &= \vec{b}' + (I + S') \cdot \vec{b}_D \\ S &= S' + (I + S') \cdot S_D \end{aligned} \right\} \quad (58)$$

$$\vec{H}_{MOD} = R_{ACT}^{-1} \cdot \left[(I + S) \cdot \left[A^{-1} \cdot (\vec{V} - \vec{B}) \right] - \vec{b} \right] \quad (59)$$

Siendo \mathbf{V} la tensión de salida que se recibe de los sensores y \mathbf{H} el campo magnético tal como se presenta en el modelo.

La determinación de los parámetros de calibración del instrumento sensor de plataforma SM_ACS de NANOSAT-1B se realiza en el siguiente orden:

1. Calibración en laboratorio del instrumento sensor y caracterización magnética del satélite para acotar los efectos de la contaminación magnética: **A**, **B** (descrita en el Capítulo 2). Se realiza en tierra.
2. Calibración en vuelo del módulo, progresivo y continuo: **S**, **b**. Este cálculo de las correcciones a la intensidad del campo magnético es siempre el primer paso.
3. Caracterización de la degradación del instrumento SM_ACS: S_D , b_D . Se puede deducir de las correcciones calculadas en el paso anterior.
4. Cálculo de la orientación, según los ángulos de Euler que definen la posición rotada del satélite con respecto al sistema de referencia MOD: R_{ACT} . Es el último paso de la calibración en vuelo.

Los tres últimos pasos son englobados bajo el mismo título, “*Calibración en vuelo*”, pues la aproximación a estos problemas es la que tiene lugar con el satélite en órbita y son pasos complementarios para conseguir una determinación precisa y completa de las medidas.

Una de las características exclusivas de este trabajo es la aproximación a la calibración en vuelo en unas condiciones adversas muy específicas: se pretende **calibrar en vuelo** un instrumento magnético a bordo de un satélite sin *spin* estabilizado de ningún tipo y sin apoyo de posicionadores estelares (sensores de estrellas, *star trackers*) ni magnetómetros escalares de referencia, sino **tan solo con sus propias medidas magnéticas y el modelo de campo geomagnético**. Si los resultados son satisfactorios, se probará el potencial del instrumento magnético para usos más allá de la plataforma del satélite, tratando de observar efectos de meteorología espacial.

A) Técnicas de apoyo a la calibración en vuelo

Se explican a continuación algunas técnicas y algunos pasos previos a la calibración en vuelo, que pueden servir de ayuda para la correcta preparación de los datos.

A.1. Corrección preliminar

Existen dipolos magnéticos generados por algunos sistemas de NANOSAT-1B, producto de corrientes eléctricas o de materiales magnéticamente blandos que han cambiado su estado de imanación. Estos dipolos fueron caracterizados o acotados en el Capítulo 2, y ahora se han incluido en el programa *nst1b_pre_correct.m* para ser tenidos en cuenta en todo nuestro proceso de calibración en órbita. Se incluye además la corrección temporal del propio modelo, dentro del tiempo de validez de cinco años de cada versión del WMM: la variación secular.

- **Programa *nst1b_pre_correct.m***

Datos de entrada	Valores del campo geomagnético, medido y del modelo, así como la fecha de la medida
Resultados	Valores del campo geomagnético corregidos con los efectos de los polos conocidos de NANOSAT-1B y con la variación secular del modelo

Los valores de los dipolos caracterizados y acotados en NANOSAT-1B, son:

- Componentes electrónicos: $|\mathbf{H}| = 4 \cdot 10^{-3} - 4 \cdot 10^{-5} \quad \mu\text{T}$
- Paneles solares: $\mathbf{H}_{\text{prom}} = [0.0308, 0.0559, -0.0321] \quad \mu\text{T}$
- Baterías: $\mathbf{H} = [0.3379, 0.8925, -1.1648] \quad \mu\text{T}$

El valor de los componentes electrónicos está en el orden o por debajo del propio ruido electrónico, por lo que se considera despreciable. El valor de los paneles solares es la cota superior de un promedio de lo calculado, según si el Sol está incidiendo en unas caras del satélite o en otras; en muchas ocasiones NANOSAT-1B se encontrará en Eclipse y no tendrá siquiera esta aportación. El valor de las baterías es sin duda el más notable. La corrección al modelo se calcula según la variación secular correspondiente para cada época.

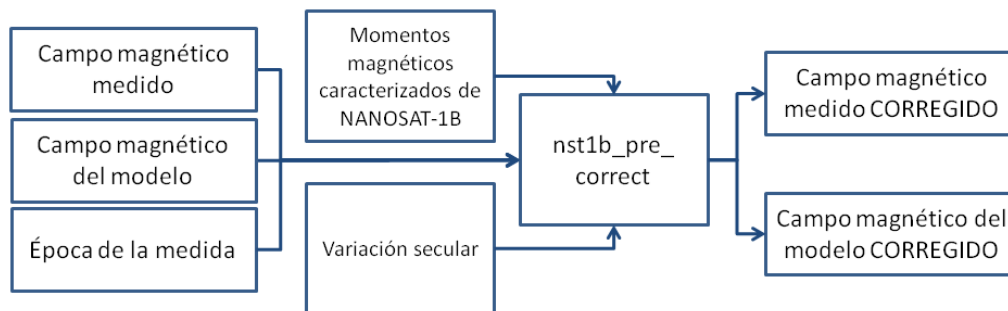


FIGURA 3.26 – Diagrama de flujo de *nst1b_pre_correct.m*

A.2. Uso de los modelos de campo geomagnético

Los modelos de campo geomagnético utilizados en este trabajo son el WMM2005.0 (2005.0-2010.0) y el WMM2010.0 (2010.0-2015.0). Se implementan los algoritmos descritos en McLean et al. (2004), y Maus et al. (2009) en el programa *nst1b_model.m*:

- **Programa *nst1b_model.m***

Datos de entrada	Archivos de datos, de posición de NANOSAT-1B durante las medidas y de coeficientes de los modelos WMM, del periodo correspondiente
Resultados	Campo geomagnético (según WMM) en toda la trayectoria

A partir de los archivos donde se almacenaron las medidas del satélite se puede obtener el comienzo y el final de cada activación. Esto, junto con los archivos de la posición de NANOSAT-

1B durante la activación, permite tener un conjunto de datos de entrada para calcular el campo geomagnético estimado por los modelos WMM.

El programa *nst1b_model.m* se basa en los algoritmos y en las tablas de coeficientes presentados en el Apéndice IV para calcular el campo magnético terrestre. Su funcionamiento viene descrito en la FIGURA 3.27. Los programas anidados en *nst1b_model.m* son: *wmm2005.m*, *wmm2010.m* y *dyear.m*.

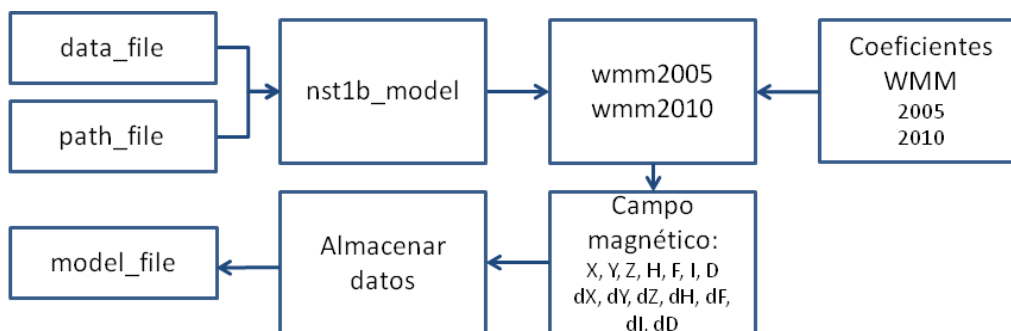


FIGURA 3.27 – Diagrama de flujo de *nst1b_model.m*

También se desarrolló un programa para poder aplicar *nst1b_model.m* de manera automática sobre un conjunto de archivos: *nst1b_process_model.m* (FIGURA 3.28).

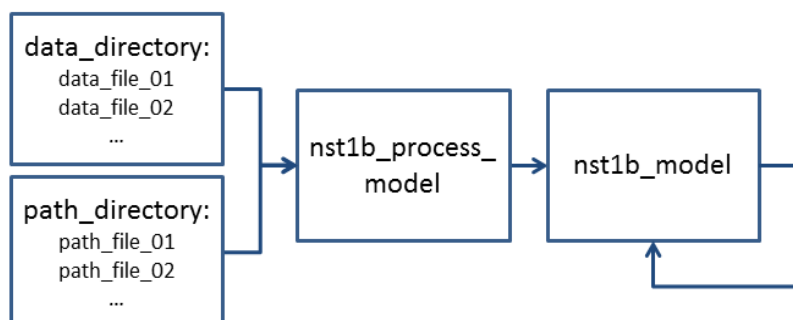


FIGURA 3.28 – Diagrama de flujo de *nst1b_process_model.m*

Los archivos de todos los elementos que suministra el modelo geomagnético (campo magnético, inclinación y declinación) se almacenan según se muestra en la TABLA 3.4, en formato DAT, añadiendo una marca “_model” al final para ser fácilmente reconocibles:

NST1B_SMAG-07-08-2010 06-40-13_model.DAT

En el momento de utilizar los valores almacenados como campo geomagnético del modelo se debe recordar que estos valores han sido calculados según fuentes de campo interno. Se deberán tener en cuenta las fuentes de campo externo de forma separada.

También se deberán tener en cuenta los valores de variación secular. El propio modelo ofrece una predicción de dichos valores, que son debidamente añadidos en el programa ya descrito *nst1b_pre_correct.m*.

TABLA 3.4 – Datos calculados por los modelos WMM2005 y WMM2010, almacenados en formato DAT (en sistema de referencia terrestre)

#	ITEM	UNIDAD	NOTAS
1	X	(nT)	Componente X: Norte verdadero
2	Y	(nT)	Componente Y: Este
3	Z	(nT)	Componente Z: Nadir
4	H	(nT)	Componente horizontal, sobre superficie del elipsoide
5	F	(nT)	Intensidad total de campo magnético
6	D	(°)	Declinación magnética
7	I	(°)	Inclinación magnética
8 .. 12	dX, dY, dZ, dH, dF	(nT/año)	Variación secular de los valores magnéticos
13, 14	dD, dI	(°/año)	Variación secular de los valores angulares

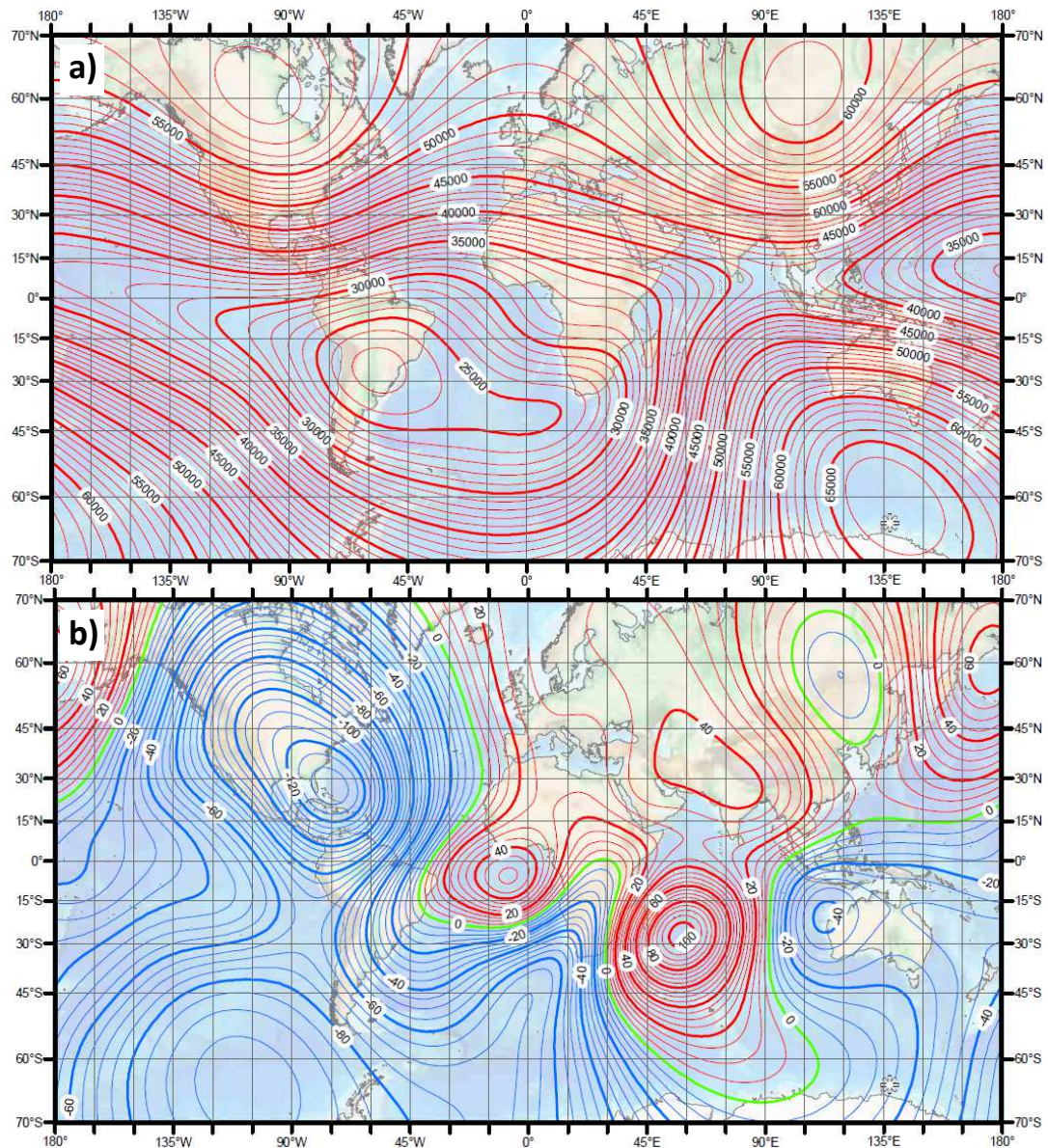


FIGURA 3.29 – a) Mapa de intensidad magnética (F, nT) en 2010.0. b) Mapa de variación secular de F (nT/año) para 2010.0-2015.0; en rojo, variación positiva; en azul, variación negativa; en verde, variación nula. (Maus et al., 2009)

Como se explica en el Apéndice IV sobre la construcción del modelo geomagnético WMM, la degradación del propio modelo al comienzo de su lanzamiento y al finalizar los cinco años de validez se hace muy notable: en el WMM2010.0, para la intensidad magnética en 2010.0 tenemos una imprecisión de 6 nT, y en 2015.0 de 79 nT, no apreciable en las figuras anteriores. Aparte de este error relacionado con el campo principal (interno), se deberán tener en cuenta más efectos: imanación cortical, campo perturbativo externo, etc.

En total, promediado cerca de la superficie, el margen de error ha sido calculado en $\pm(612-659)$ nT.

A.3. Ángulo relativo SAT-MOD

Las componentes del campo geomagnético registradas por el satélite no coinciden con las calculadas por el modelo (los ejes no son los mismos). Sin embargo, la evolución de las medidas debería seguir una tendencia gradual, suave, esperable para unas condiciones naturales normales y un buen funcionamiento de los sistemas.

En el caso en que las medidas no siguieran una evolución suave, sino que se detectaran discontinuidades o saltos, se estudiaría si se debe a problemas con el sensor o con la electrónica del instrumento.

Una manera de observar esto es comparar vectorialmente la medida del satélite con la predicción del modelo: se calcula el ángulo que forman ambos vectores (ángulo relativo SAT-MOD) en todos los puntos de las trayectorias estudiadas. Con este cálculo sencillo, basado en el producto escalar, se puede visualizar rápidamente la evolución de la medida:

- Evolución suave: la medida se ha tomado correctamente y está dentro de lo esperable para condiciones normales, siendo válida para la etapa 3 (calibración en órbita).
- Evolución con saltos moderados o desviaciones: la medida podría haber sido tomada en periodos de alta actividad meteorológica espacial, no caracterizada por el modelo (lo que la haría válida para las medidas de la etapa 4, de medición de eventos solares). También se pueden encontrar saltos moderados en la cercanía de la longitud 0° y 180° , donde la ambigüedad de los resultados del coseno se hace más evidente: son también resultados válidos.

Finalmente, podría deberse a errores de cualquier otro tipo. Para descartar esto se revisarán los índices de meteorología espacial registrados en la época y se comprobará si la medida se encuentra en un rango de valores de longitud alejados de 0° ó 180° .

- Evolución con saltos abruptos o discontinuidades: la medida puede estar corrupta por motivos relacionados con la electrónica de acondicionamiento, con la transmisión de la señal a Tierra, con cambios de movimiento bruscos o con la activación de algún sistema de NANOSAT-1B. Cada uno de estos casos deberá ser analizado por separado.

Para calcular este ángulo relativo se desarrolla *nst1b_relative_angle.m* en Matlab:

- **Programa *nst1b_relative_angle.m***

Datos de entrada Datos de campo magnético (componentes y módulo), tanto de las medidas del satélite como del modelo, y tiempo de la medida

Resultados Ángulo relativo subtendido entre el vector campo medido y modelo

Este programa (FIGURA 3.30) se basa en el producto escalar entre los vectores de campo magnético, medida y modelo. Se ha desarrollado también otro programa para aplicarlo de manera sistemática y automatizada sobre una gran cantidad de medidas: *nst1b_process_rel_ang.m* (FIGURA 3.31).

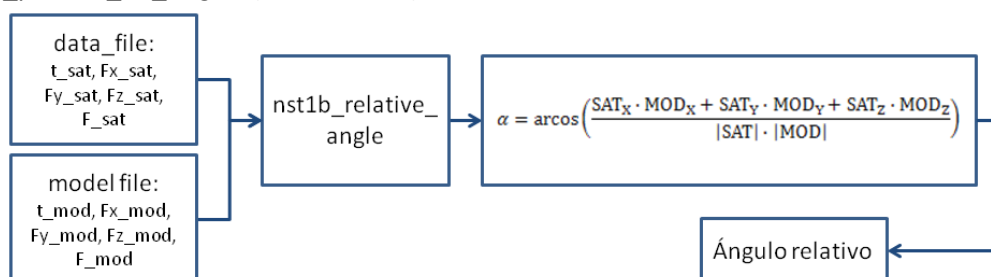


FIGURA 3.30 – Diagrama de flujo de *nst1b_relative_angle.m*

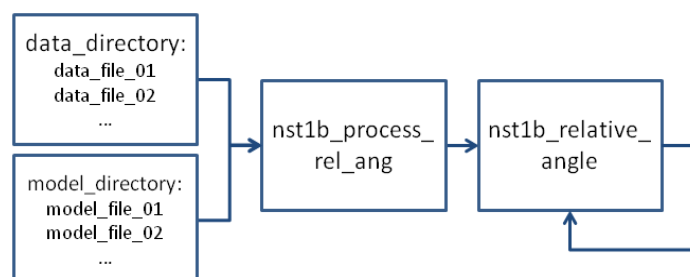


FIGURA 3.31 – Diagrama de flujo de *nst1b_process_rel_ang.m*

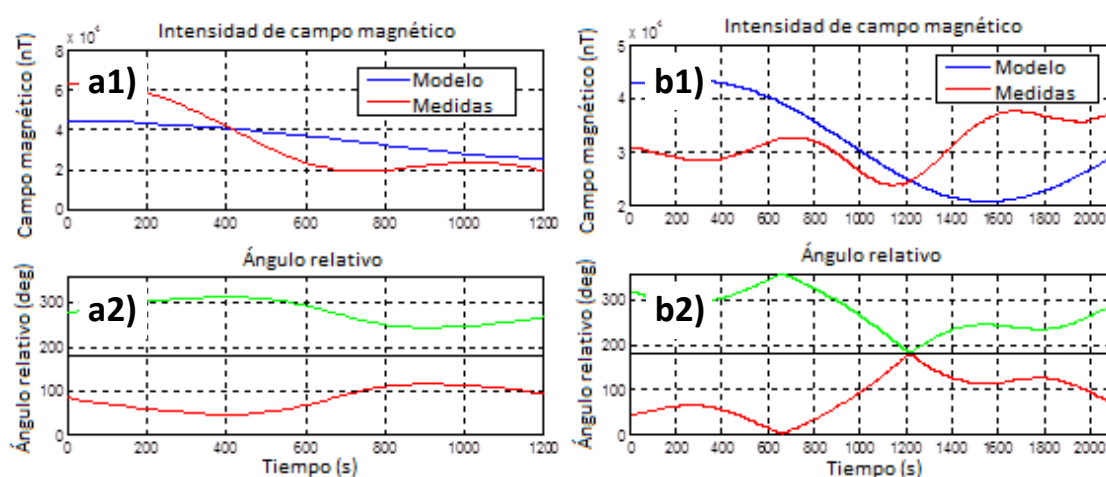


FIGURA 3.32 – Intensidad del campo magnético y ángulo relativo SAT-MOD en medidas normales: a) Evolución suave (NST1B_SMAG-15-01-2010 20-24-02.TM); b) Evolución con discontinuidad (NST1B_SMAG-17-12-2010 05-15-02.TM) explicada por la paridad del coseno ($\cos(\alpha) = \cos(-\alpha)$). Debido a la paridad del coseno, hay dos soluciones, continuas en conjunto: en rojo, <180°; en verde, >180°

El resultado completo de la FIGURA 3.32.b se explica mejor en la FIGURA 3.33, donde cualquiera de los puntos dibujados es solución del ángulo relativo SAT-MOD; este estudio puede servir también para visualizar con facilidad la existencia de una rotación.

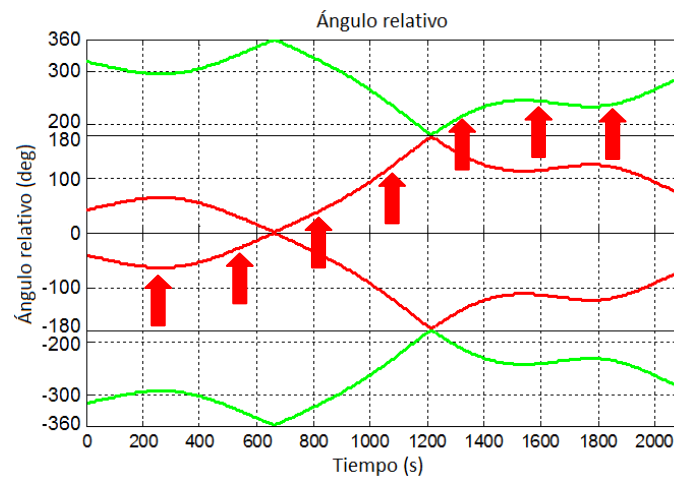


FIGURA 3.33 – Ángulo SAT-MOD (NST1B_SMAG-17-12-2010 05-15-02.TM): soluciones al producto escalar (-360° - 360° para mostrar la paridad del coseno); en rojo, $[0^{\circ}$ - $180^{\circ}]$; en verde, $[180^{\circ}$ - $360^{\circ}]$. La solución es la curva marcada por las flechas, o su equivalente simétrica.

En la FIGURA 3.34 se observan dos casos en los que se detectan cambios de tendencia que difieren de algún modo de la tendencia del resto de la curva. Este tipo de casos pueden ser estudiados para identificar las causas y comprobar si se deben a efectos de meteorología espacial, o si es el comportamiento normal del campo en la región observada.

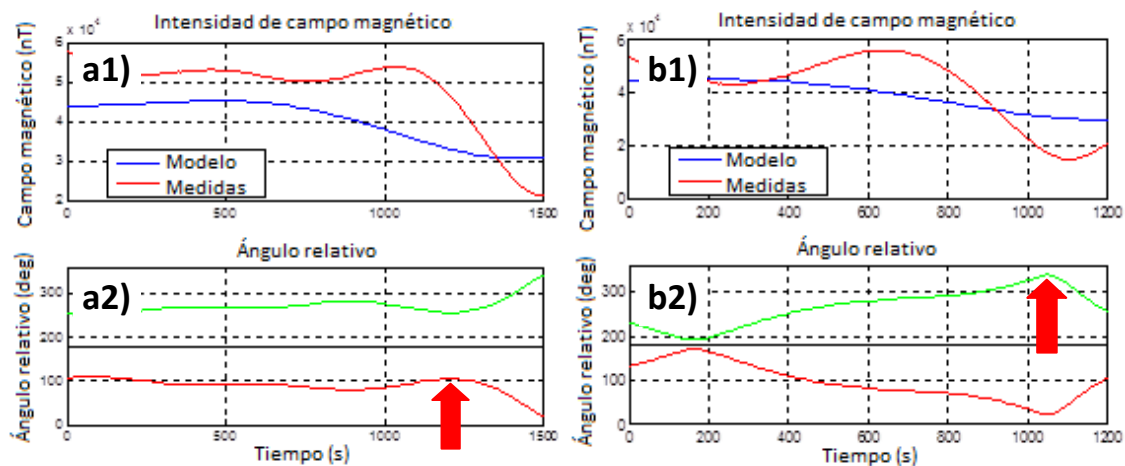


FIGURA 3.34 – Intensidad del campo magnético y ángulo relativo SAT-MOD en medidas con desviación de tendencia (indicado por las flechas): a) NST1B_SMAG-09-12-2010 16-50-02_c.TM; b) NST1B_SMAG-19-02-2011 17-35-02.TM. En rojo, 0° - 180° ; en verde, 180° - 360° .

Como se observa en la FIGURA 3.32 y la FIGURA 3.34, las medidas de la intensidad de campo magnético todavía tienen el error que se persigue compensar con la calibración en órbita. Y es que en este punto todavía no se pretende solucionar en detalle ese problema en la intensidad y la orientación del campo: es suficiente con conocer la validez física de la medida mediante la visualización de un ángulo relativo suave, sirviéndonos de un proceso lo más sencillo y rápido posible.

A.4. Ángulos de Euler

Para describir una rotación tridimensional R se necesita un eje de rotación ($L = [L_x, L_y, L_z]$) y el ángulo que va a ser rotado (α); esta rotación convierte un sistema de referencia A en uno B : $R(A, L, \alpha)$. Definimos esa rotación general matricialmente (Gubaidullin, 2005):

$$R = R_{L,\alpha} = \begin{bmatrix} L_x L_x V_\alpha + \cos\alpha & L_y L_x V_\alpha - L_z \sin\alpha & L_z L_x V_\alpha + L_y \sin\alpha \\ L_x L_y V_\alpha + L_z \sin\alpha & L_y L_y V_\alpha + \cos\alpha & L_z L_y V_\alpha - L_x \sin\alpha \\ L_x L_z V_\alpha - L_y \sin\alpha & L_y L_z V_\alpha + L_x \sin\alpha & L_z L_z V_\alpha + \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (60)$$

Donde $V_\alpha = 1 - \cos\alpha$. Se tienen especialmente tres casos relevantes: los que tienen lugar alrededor de los ejes $\{X, Y, Z\}$ del sistema de coordenadas, las rotaciones elementales:

$$\left. \begin{aligned} R_{X,\alpha} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \\ 0 & \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \\ R_{Y,\alpha} &= \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \\ R_{Z,\alpha} &= \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (61)$$

Cualquier matriz de rotación R puede ser descrita por el producto de tres matrices de rotación elementales, siempre que al menos dos de ellas sean distintas. De esta forma, aparecen 12 posibles permutaciones de las matrices elementales:

$$\begin{matrix} X-Y-Z, & X-Z-Y, & Y-X-Z, & Y-Z-X, & Z-X-Y, & Z-Y-X \\ X-Y-X, & X-Z-X, & Y-X-Y, & Y-Z-Y, & Z-X-Z, & Z-Y-Z \end{matrix} \quad (62)$$

Dados tres ejes de rotación, el conjunto de tres ángulos (ángulos de Euler) en que se rota un sólido rígido alrededor de los mismos determina su orientación de manera unívoca. Así pues, para determinar la actitud del satélite, se busca el conjunto de tres ángulos de Euler, $\{\phi, \theta, \psi\}$, (Diebel, 2006). En la comunidad internacional no existe ninguna convención específica al respecto de qué combinación de rotaciones se debe utilizar, por lo que se puede seleccionar cualquiera de las combinaciones descritas en (62). Por lo especial del eje Z en NANOSAT-1B, siendo el eje longitudinal de simetría, y dado que los ejes X e Y son equivalentes para este trabajo en este caso, seleccionamos la combinación **Z-X-Z** (FIGURA 3.35).

La matriz de transformación R es una matriz de rotación pura, unitaria: se mantendrá la norma de los vectores. Puesto que esto es así, y se forma de una combinación de rotaciones elementales Z-X-Z, según Gubaidullin (2005), se tiene que:

- Si $|R_{33}| \neq 1$, existirán dos soluciones:

$$\phi_2 = \phi_1 \pm \pi, \quad \theta_2 = -\theta_1, \quad \psi_2 = \psi_1 \pm \pi \quad (63)$$

- Si $R_{33} = 1$, ó $R_{33} = -1$, existirá un conjunto infinito de soluciones:

$$\left. \begin{aligned} \phi + \psi &= cte. \\ \phi - \psi &= cte. \end{aligned} \right\}, \quad \left. \begin{aligned} \theta_1 &= 0 \\ \theta_2 &= \pi \end{aligned} \right\} \quad (64)$$

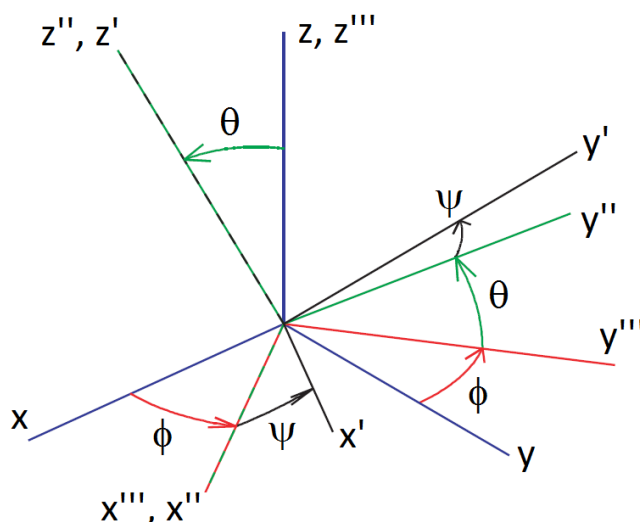


FIGURA 3.35 - Secuencia de ángulos de Euler Z-X-Z (Diebel, 2006). En azul, el sistema de referencia original $\{x, y, z\}$; en rojo, la primera rotación, ϕ , alrededor de Z , y el sis. de referencia resultante $\{x''', y''', z'''\}$; en verde, la rotación θ , alrededor de X , y el sis. de referencia resultante $\{x'', y'', z''\}$; en negro, la rotación ψ , alrededor de Z , y el sis. de referencia resultante final $\{x', y', z'\}$.

En NANOSAT-1B se cuenta únicamente con la posición del satélite, el valor del campo magnético en cada punto de la órbita, completamente definido por el modelo, y el valor vectorial de campo magnético medido. Según los objetivos de este trabajo, la búsqueda de la orientación de NANOSAT-1B, es decir, la posición relativa entre los sistemas de referencia SAT y MOD, sólo podrá apoyarse en las relaciones que se puedan establecer entre esos valores.

Matemáticamente, contando únicamente con este apoyo, es imposible el cálculo unívoco de la actitud. Sí se aporta una forma de calcular una matriz de rotación R que permitirá hacer que el campo magnético medido y el del modelo sean dos vectores coaxiales. Para ello, se ha desarrollado el programa de Matlab *nst1b_euler_angle.m*. Sin embargo, aún faltaría calcular un último giro alrededor de ese mismo eje para tener la actitud real completa del satélite: las componentes X , Y y Z calculadas con *nst1b_euler_angle.m* son generatrices de conos de revolución en los que se encuentra esa solución real.

- **Programa *nst1b_euler_angle.m***

Datos de entrada	Los vectores del campo magnético: el calculado con el modelo (B_{MOD}), y el medido con nuestro instrumento SM_ACS en NANOSAT-1B (B_{SAT}).
Resultados	La matriz de rotación R que lleva de B_{SAT} a B_{MOD} , los ángulos de Euler asociados $\{\phi, \theta, \psi\}$ y el margen de error cometido en este cálculo.

Todos los cálculos deben ser intrínsecos al sistema: se vuelve a utilizar el producto escalar entre dos vectores (también llamado *producto interno*). Se van a alcanzar los valores de los ángulos por aproximaciones sucesivas: se barren ángulos de una manera eficaz hasta llegar a aquellos que hagan mínimo el ángulo relativo entre B_{SAT} rotado y B_{MOD} .

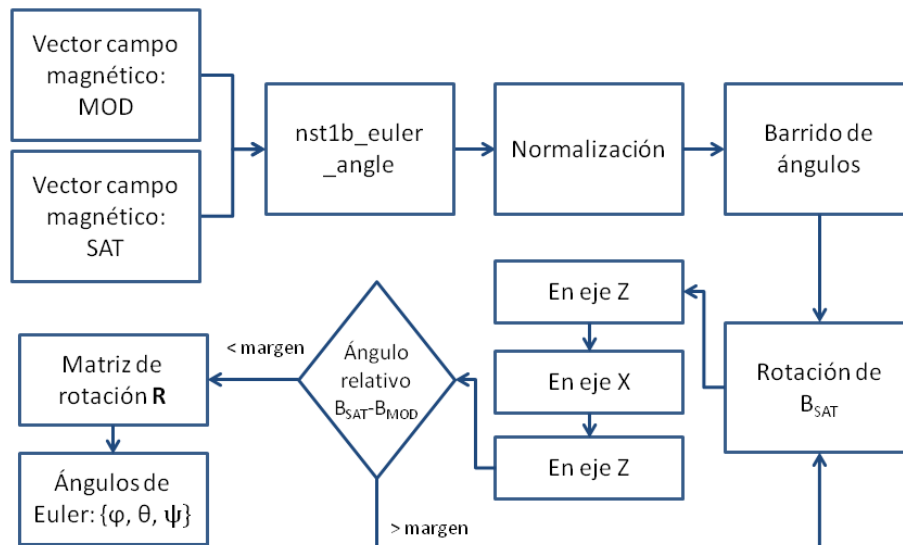


FIGURA 3.36 – Diagrama de flujo de *nst1b_euler_angle.m*

El proceso seguido, esquematizado en la FIGURA 3.36, se describe de la siguiente manera:

1. Se trabaja con los dos vectores, B_{SAT} y B_{MOD} , normalizados a la unidad pues sólo se quiere comparar orientación, no diferencias en el módulo y se establece un margen de error inicial de 0.05° .
2. Dado que se ha elegido la combinación Z-X-Z, se comienza rotando B_{SAT} en torno al eje Z un ángulo ϕ preliminar.
3. Se barren ángulos ϕ hasta alcanzar el que hace que el ángulo relativo entre $B_{SAT}(X,Y)$ rotado y $B_{MOD}(X,Y)$ (las proyecciones en el plano XY) esté por debajo de una centésima parte del margen de error inicial, es decir: 0.0005° . El resultado es B'_{SAT} .
4. Se continúa rotando B'_{SAT} en torno al eje X un ángulo θ preliminar.
5. Se barren ángulos θ hasta alcanzar el que hace que el ángulo relativo entre $B'_{SAT}(Y,Z)$ rotado y $B_{MOD}(Y,Z)$ (las proyecciones en el plano YZ) esté por debajo del mismo margen de error que antes, 0.0005° . El resultado es B''_{SAT} .
6. Se continúa rotando B''_{SAT} en torno al eje Z un ángulo ψ preliminar.
7. Se barren ángulos ψ hasta alcanzar el que hace que el ángulo relativo entre $B''_{SAT}(X,Y)$ rotado y $B_{MOD}(X,Y)$ (las proyecciones en el plano XY) esté por debajo de 0.0005° . El resultado es B'''_{SAT} .
8. Se calcula el ángulo relativo entre B'''_{SAT} y B_{MOD} . Se repiten los pasos 2 al 7 (utilizando cada vez B'''_{SAT} como dato de entrada) hasta que este ángulo relativo esté por debajo del margen de error inicial, 0.05° .

Con cada iteración de pasos 2 – 7 se puede observar cómo el ángulo relativo entre B_{SAT} rotado y B_{MOD} va disminuyendo. Al final, las sucesivas rotaciones se pueden englobar en una única matriz de rotación, R:

$$\vec{B}_{MOD} = \underbrace{R_\psi \cdot R_\theta \cdot R_\phi}_{\text{iteración } n} \cdot \dots \cdot \underbrace{R_\psi \cdot R_\theta \cdot R_\phi}_{\text{iteración } 2} \cdot \underbrace{R_\psi \cdot R_\theta \cdot R_\phi}_{\text{iteración } 1} \cdot \vec{B}_{SAT} = R \cdot \vec{B}_{SAT} \quad (65)$$

Aún se puede simplificar más la iteración, dado que R_ϕ será prácticamente la matriz unidad (las R_ϕ y R_ψ consecutivas tienen lugar ambas en torno al eje Z):

$$\vec{B}_{MOD} = \underbrace{R_\psi \cdot R_\theta}_{\text{iteración } n} \cdot \dots \cdot \underbrace{R_\psi \cdot R_\theta}_{\text{iteración } 2} \cdot \underbrace{R_\psi \cdot R_\theta \cdot R_\phi}_{\text{iteración } 1} \cdot \vec{B}_{SAT} = R \cdot \vec{B}_{SAT} \quad (66)$$

Mediante este método numérico, siempre se puede lograr un resultado exacto: teóricamente, siempre se pueden alcanzar unos ángulos de Euler que hagan que el ángulo relativo entre B_{SAT} rotado y B_{MOD} sea 0° . Sin embargo, esto conllevaría hacer infinitas iteraciones, pues la convergencia del proceso sigue una tendencia decreciente exponencial (FIGURA 3.40), lo que significa que es muy rápida, pero asintótica hacia 0. Para evitar esto se ha definido un margen de error (paso 1), por debajo del cual el proceso iterativo se detendrá, tratando de encontrar un equilibrio entre el tiempo de procesado y la precisión del cálculo.

■ Ejemplo

Primer punto de la TM de la FIGURA 3.32.b (NST1B_SMAG-17-12-2010 05-15-02.TM):

$$\vec{B}_{SAT}(nT) = [7679.09154 \quad -21345.75230 \quad 21556.67780]$$

$$\vec{B}_{MOD}(nT) = [4079.77310 \quad -2512.68235 \quad 42714.11810]$$

Se puede comprobar que el valor de la intensidad de campo de la medida no se corresponde con el del modelo, pero ese es un aspecto que abordaremos más adelante (como se ha dicho). Se empieza por normalizar ambos vectores a la unidad, no perdiendo la información de la orientación, y se continúa con el resto de pasos descritos:

- Pasos 2 – 3: Barrido preliminar de ángulos ϕ (FIGURA 3.37).

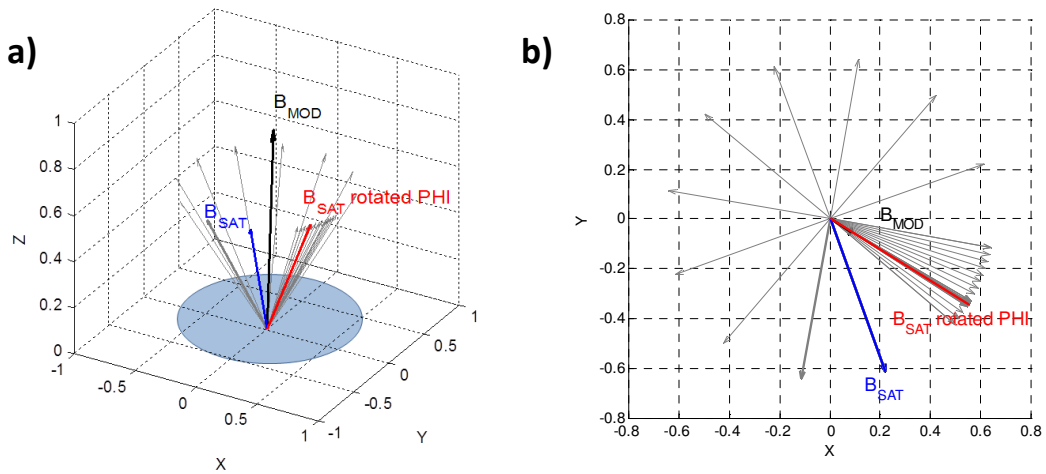


FIGURA 3.37 – a) Rotación de B_{SAT} alrededor del eje Z. b) Proyección sobre el plano XY.

- Pasos 4 – 5: Barrido preliminar de ángulos θ (FIGURA 3.38).

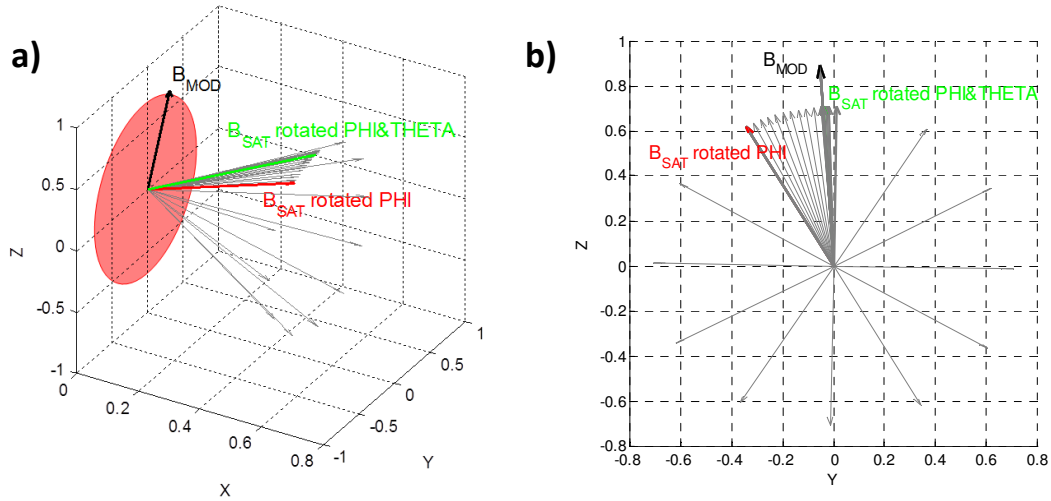


FIGURA 3.38 – a) Rotación de B'_{SAT} alrededor del eje X. b) Proyección sobre el plano YZ.

- Pasos 6 – 7: Barrido preliminar de ángulos ψ (FIGURA 3.39).

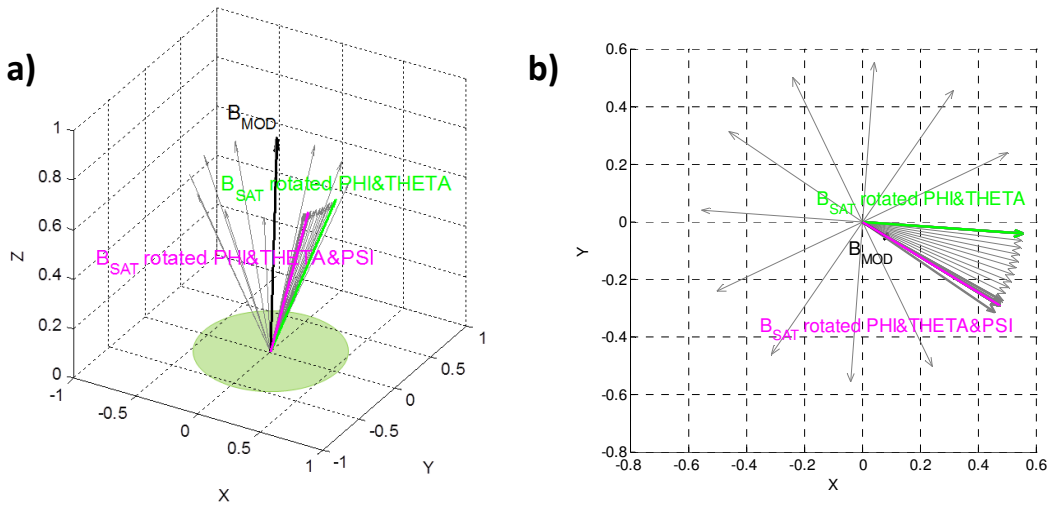


FIGURA 3.39 – a) Rotación de B''_{SAT} alrededor del eje Z. b) Proyección sobre el plano XY.

- Repetición de los pasos 2 – 7 hasta alcanzar un ángulo relativo por debajo del margen de error, 0.05° . Se necesitaron 26 iteraciones para alcanzarlo. La evolución del ángulo relativo se puede ajustar a una curva exponencial decreciente (FIGURA 3.40); se observa la evolución del proceso en la FIGURA 3.41.

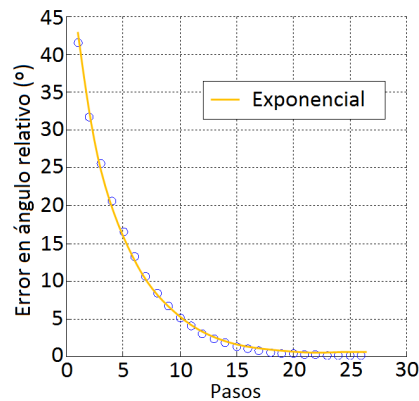


FIGURA 3.40 – Convergencia del error (ángulo relativo) entre B'_{SAT} rotado y B_{MOD}

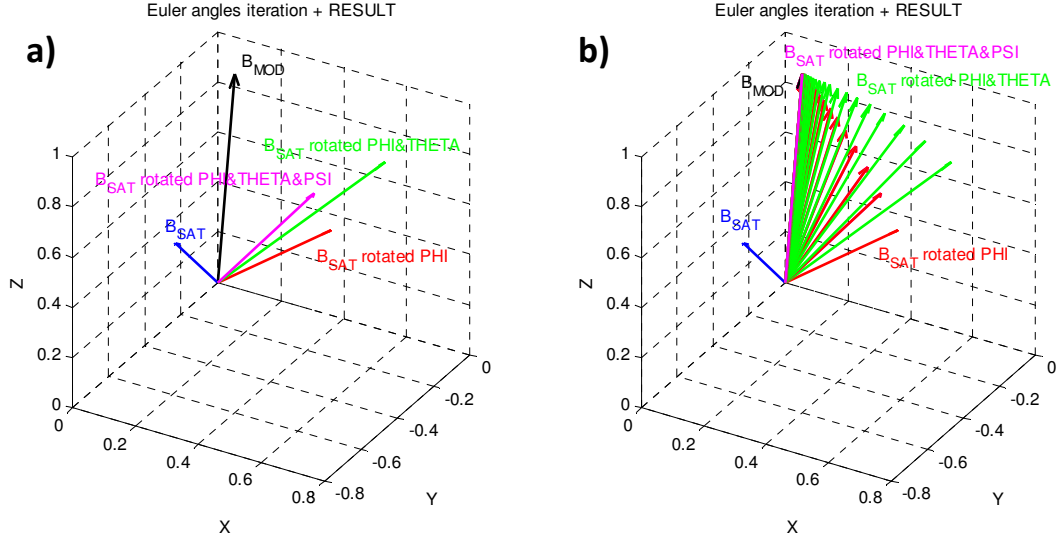


FIGURA 3.41 – a) Iteración $j = 1$ del proceso. b) Serie de iteraciones, hasta la última ($j = 26$), donde B_{SAT} rotado en $\{\phi, \theta, \psi\}$ coincide con B_{MOD} .

El resultado final es:

$$R = \begin{bmatrix} -0.4685 & -0.7613 & -0.4483 \\ 0.8153 & -0.1772 & -0.5513 \\ 0.3402 & -0.6238 & 0.7037 \end{bmatrix}$$

Puesto que $|R_{33}| \neq 1$, se tienen dos conjuntos de ángulos de Euler que dan lugar a dos soluciones idénticas ($\pm 0.0005^\circ$):

$$\phi_1 = -28.6099^\circ, \quad \theta_1 = -45.2774^\circ, \quad \psi_1 = 140.8822^\circ$$

$$\phi_2 = 151.3901^\circ, \quad \theta_1 = 45.2774^\circ, \quad \psi_1 = -39.1178^\circ$$

Se muestra la posición de NANOSAT-1B en las tres rotaciones $\{\phi, \theta, \psi\}$ efectuadas:

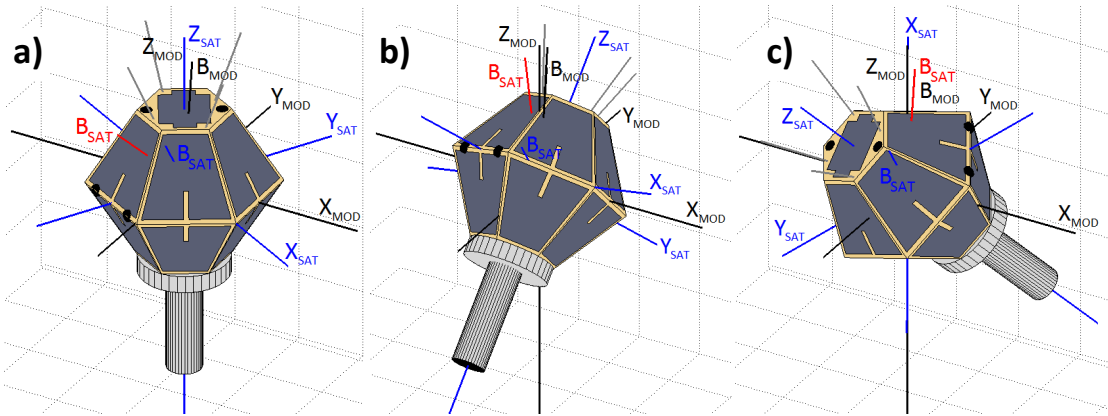


FIGURA 3.42 – NANOSAT-1B rotado según la matriz R , desglosada en tres rotaciones elementales (NST1B_SMAG-22-03-2011 17-10-02.TM): a) Rotación ϕ , alrededor de Z ; b) Rotación θ , alrededor de X ; c) Rotación ψ , alrededor de Y , y orientación resultante final. En negro, el sistema de referencia del modelo y el campo magnético del modelo; en azul, el sistema de referencia del satélite y el campo magnético medido por el satélite, original; en rojo, el campo magnético medido por el satélite, rotado.

Gráficamente, en la FIGURA 3.42 se puede comprobar que también serían soluciones todas aquellas posiciones de NANOSAT-1B rotado alrededor del eje \mathbf{B}_{MOD} . Las componentes X, Y y Z de \mathbf{B}_{SAT} alrededor de este eje son generatrices de conos de revolución donde una sola de las posiciones es la de la actitud real del satélite: se puede afirmar que la solución se encuentra en estos conos de revolución. Lo que se necesitaría es una forma de anclar un grado de libertad para poder condensar las infinitas soluciones virtuales del cono en esa única solución real.



A.5. Spin instantáneo

NANOSAT-1B no es un satélite con *spin* propio controlado: sus actuadores, los magnetopares, no están programados de forma que se mantenga una rotación conocida en torno a un eje determinado del satélite en todo momento; estos sólo pueden intervenir puntualmente para buscar una posición determinada. Sin embargo, existen ocasiones en determinados segmentos de las trayectorias donde se observa un cierto comportamiento rotatorio homogéneo. Se pretende identificar estas situaciones y aprovecharlas para la determinación de la actitud: contar con que el campo medido en una dirección (la de la rotación) no cambia sustancialmente durante el tiempo que se mantiene la rotación podría servirnos para inmovilizar un grado de libertad, necesario para el cálculo de la orientación.

Se desarrolla el programa que identificará esos segmentos de rotación homogénea: *nst1b_find_spin.m*. Se busca la siguiente información:

- El *spin* instantáneo: la rotación entre dos puntos consecutivos.
- Si existe un *spin* mantenido a lo largo de un segmento de la trayectoria (dentro de un margen de error, definido para cada componente) lo suficientemente largo como para tener un número representativo de puntos con los que hacer un promediado.

Se aporta el eje de rotación, el ángulo de rotación, su velocidad y su aceleración. El interés último es ratificar que la técnica de utilizar el *spin* para anclar un grado de libertad funciona no sólo para un periodo largo de rotación sostenida, sino también para una rotación instantánea, pues de esta manera se podría calcular la orientación en cualquier situación con muy poca información de entrada.

- **Programa *nst1b_find_spin.m***

Datos de entrada	Los vectores del campo magnético: el calculado con el modelo (\mathbf{B}_{MOD}), y el medido con nuestro instrumento SM_ACS en NANOSAT-1B (\mathbf{B}_{SAT}).
Resultados	Los ejes de rotación instantánea para todos los puntos de la trayectoria.

Para calcular el ángulo que NANOSAT-1B rota de un punto de la trayectoria al siguiente se comparan las medidas magnéticas de la misma forma que para calcular el ángulo relativo SAT-

MOD, pero comparando dos vectores de campo consecutivos cada vez: los cálculos estarán basados también en el producto escalar. A partir del ángulo, y conociendo el tiempo entre medidas (periodo), se puede calcular una aproximación de la velocidad de rotación y la aceleración (FIGURA 3.47). Para conocer el eje de rotación instantánea y el sentido de la rotación, utilizaremos el producto vectorial (FIGURA 3.44.b).

Esta forma de calcular la rotación sería directa si NANOSAT-1B se moviera en un campo magnético homogéneo, con su orientación constante en todo momento. Sin embargo, las líneas de campo magnético terrestre varían su dirección a lo largo de la órbita (FIGURA 3.45.b). Se debe tener en cuenta este efecto y desligarlo de los valores de campo medidos por el satélite antes de calcular su rotación. Para ello, se calcula una “rotación virtual” del campo geomagnético predicho por el modelo, comparando cada vector de campo de la trayectoria con el vector inicial, que servirá de referencia; en cada caso tendremos además un eje de esa “rotación virtual”. Decimos “rotación virtual” pues no es que el campo geomagnético esté *rotando* físicamente, sino que por efecto de la propia rotación (no controlada) del satélite, y por su traslación a lo largo de la órbita LEO, matemáticamente el resultado es una rotación. En la FIGURA 3.46 se ve el resultado de deshacer esa “rotación virtual” para cada medida tomada por el satélite.

Se describe esquemáticamente este programa en la FIGURA 3.43:

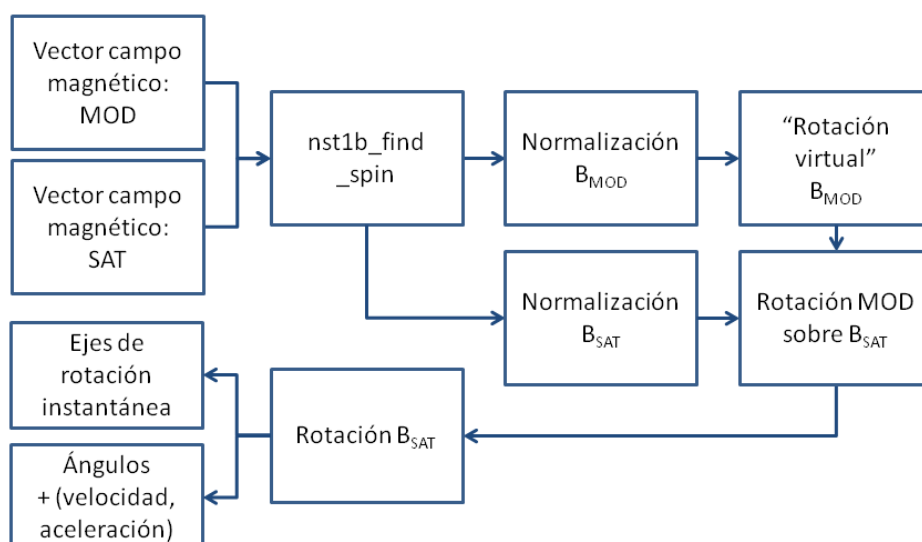


FIGURA 3.43 – Diagrama de flujo de *nst1b_find_spin.m*

■ Ejemplo

Telemedida *NST1B_SMAG-28-01-2010 20-06-02.dat*, con 601 puntos, medidos cada 2 s (dibujados sólo 46, para facilitar la visualización). En la FIGURA 3.44 se observa que a pesar de ser una medida aparentemente suave, los ejes de rotación instantánea tienen una gran dispersión. Esto entra dentro de lo esperable, dada la propia precisión del instrumento magnético. Sin embargo, se sabe que esta dispersión se ve acentuada debido a que el campo es no homogéneo, aparte de la propia rotación del satélite, la cual buscamos.

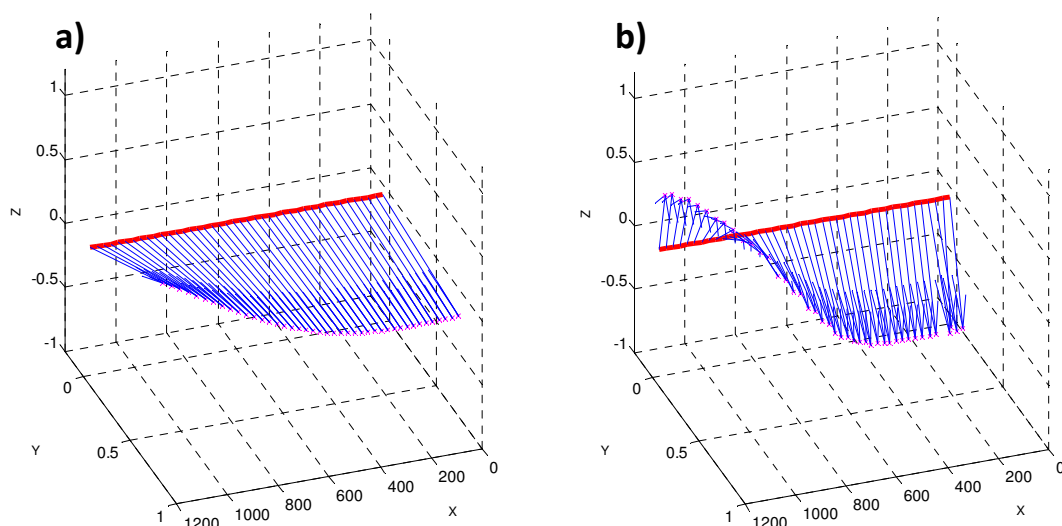


FIGURA 3.44 – a) Campo magnético medido por NANOSAT-1B (SAT). b) Ejes de rotación instantánea. En rojo, origen de vectores (colocados artificialmente en eje X); en magenta, extremo de cada vector.

En la FIGURA 3.45 se muestra el campo geomagnético según la predicción del modelo y se comprueba que efectivamente la telemida fue tomada a lo largo de una trayectoria donde el campo no se mantenía homogéneo. Se ha calculado la “rotación virtual” instantánea (sus ejes y ángulos) y será aplicada sobre las medidas del satélite para eliminar el efecto de la no homogeneidad del campo.

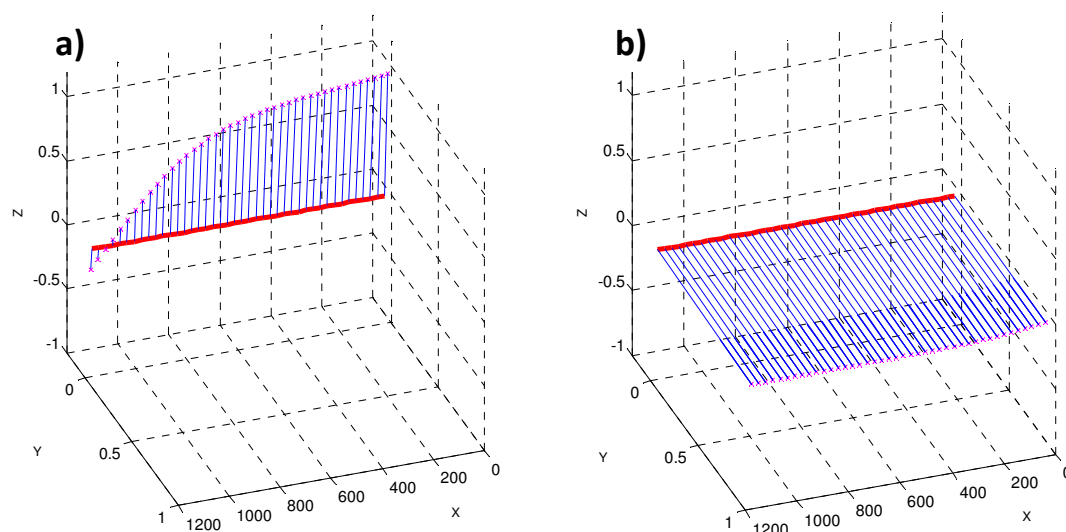


FIGURA 3.45 – a) Campo magnético predicho por el modelo (MOD). b) Ejes de rotación instantánea. En rojo, origen de vectores, colocados artificialmente en eje X; en magenta, extremo de cada vector.

El resultado es unos ejes de rotación instantánea que siguen una tendencia más definida (FIGURA 3.46). Aún así, se sigue observando cierta dispersión, como era de esperar pues aún no ha habido calibración, pero ya podemos considerarla dentro de un orden esperable.

En este ejemplo no se observan segmentos de la medida suficientemente largos donde el eje de rotación instantáneo se mantenga homogéneo dentro de un margen razonable. Sin embargo, la zona donde se tomó la telemida ($75^{\circ} - 2^{\circ}\text{N}$, $77^{\circ} - 41^{\circ}\text{E}$) es una zona de latitud intermedia, sin anomalías especiales, y se tomó en una época de especial calma ($K_p = 2$) y en periodo de Eclipse, por lo que podría merecer la pena profundizar en su estudio.

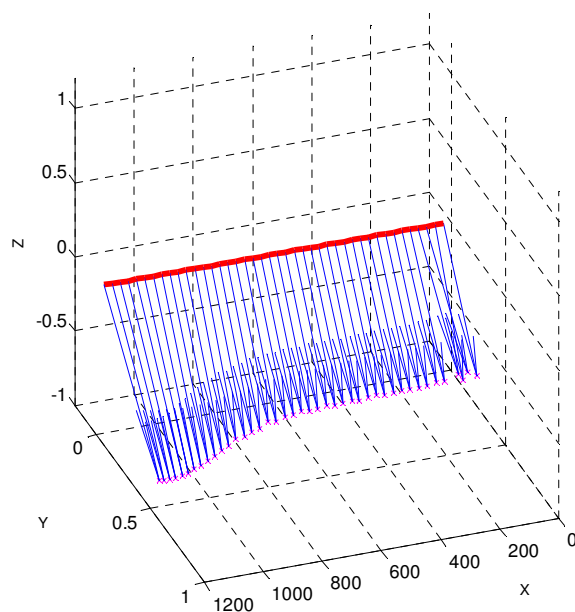


FIGURA 3.46 – Ejes de rotación instantánea, desligado el efecto del campo magnético (según modelo).

Los valores de los ángulos rotados y las aproximaciones de sus velocidades y aceleraciones, mostrados en la FIGURA 3.47, informan de que la rotación es lenta, con un promedio de en torno a los $0.0016^\circ/\text{s}$, con lo que se completaría un ciclo en unos 588 min (unos 6 periodos orbitales, siendo el periodo orbital de NANOSAT-1B de 97.19 min).

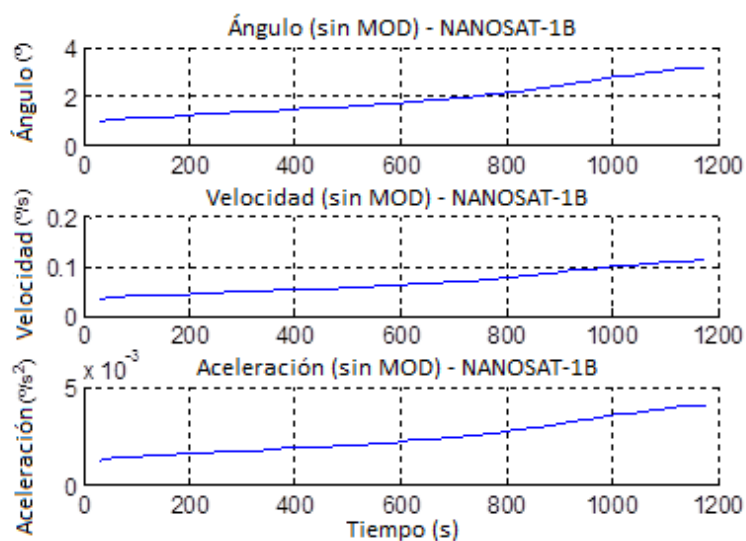


FIGURA 3.47 – Valores del ángulo rotado instantáneamente, la velocidad de rotación y la aceleración angular de NANOSAT-1B (NST1B_SMAG-28-01-2010 20-06-02.dat)



Se cuenta entonces con una herramienta para calcular la homogeneidad de la rotación de NANOSAT-1B, así como para aproximar una magnitud de esa rotación (velocidad, aceleración). En la siguiente sección se determinará si la aplicación de esta herramienta es de suficiente utilidad para la determinación completa de la actitud del satélite.

B) Calibración en vuelo del SM_ACS de NANOSAT-1B

Como se ha constatado, ni la intensidad ni la orientación de las medidas de campo magnético realizadas por NANOSAT-1B coinciden con las que ofrece el modelo, por lo que es necesaria una calibración en órbita. Se explica en esta sección en qué consiste la técnica utilizada para cada aspecto:

- La calibración del **módulo del campo geomagnético** medido por el satélite: se debe partir de campos vectoriales de la misma intensidad.
- El cálculo de la **degradación del instrumento**. Se puede obtener también a partir de los parámetros de calibración calculados en el punto anterior, como se verá.
- La aproximación de una funcionalidad para la determinación de la **orientación del satélite**, en algunos casos concretos (p. ej., para ejes significativos); sin embargo, la determinación completa de la actitud se revela como imposible dadas las posibilidades y el acondicionamiento de NANOSAT-1B.

B.1. Intensidad del campo magnético

Se va a calcular la matriz de factor de escala y no ortogonalidad, S , y el margen de error (*bias* o sesgo), \mathbf{b} :

$$S = \begin{bmatrix} s1 & s4 & s5 \\ s4 & s2 & s6 \\ s5 & s6 & s3 \end{bmatrix}, \quad \vec{b} = \begin{bmatrix} b1 \\ b2 \\ b3 \end{bmatrix}$$

Por un lado, la matriz de factor de escala y no ortogonalidad, S , es una matriz simétrica. Los elementos de la diagonal $\{s1, s2, s3\}$ son las correcciones del factor de escala, y los elementos de fuera de ella $\{s4, s5, s6\}$ son las correcciones de no ortogonalidad. Por otro lado, el margen de error, \mathbf{b} , es la diferencia entre el valor real (en NANOSAT-1B, el valor del campo geomagnético del modelo) y el valor medido por nuestros sistemas.

Estos valores relacionarán las medidas de campo geomagnético realizadas por el instrumento sensor SM_ACS de NANOSAT-1B, \mathbf{H}_{SAT} , con los valores de campo geomagnético aportados por el modelo, \mathbf{H}_{MOD} , que será considerado real, dentro de un margen de error (despreciable para la precisión del instrumento).

La dificultad principal para calcular S y \mathbf{b} se encuentra precisamente en la ausencia de un control de actitud que pueda ayudarnos a correlacionar \mathbf{H}_{SAT} y \mathbf{H}_{MOD} vectorialmente. De hecho, como ya se ha explicado, el objetivo es conseguir primero una calibración en vuelo para posteriormente aproximar una actitud del satélite sin contar con los sistemas habituales de control de actitud.

Pero primero, se describe un método que fue utilizado para calcular correcciones de margen de error únicamente, similar a \mathbf{b} pero directamente aplicado en las medidas de tensión de salida, V , aportadas por el instrumento SM_ACS: el método V_SCAN .

i. Método V_SCAN

Este método se usa para encontrar correcciones al módulo de las medidas del satélite a través de los datos de tensión de salida de cada sensor SM1..4 y del gradiente de los mismos. La base es el teorema del valor intermedio (Cerdán & Díaz Michelena, 2011(a)): se considera que una corrección en los valores de tensión de salida de cada sensor magnético (SM1..4) conforma una función continua en todo el rango. Así pues, comenzando por los valores de los extremos (que se establecerán de manera que se tengan unas cotas suficientemente amplias) se podrá alcanzar unos valores de corrección intermedios con las cualidades buscadas:

- Que las correcciones sean únicas para toda la trayectoria de cada TM y no una diferente para cada medida dentro de una misma TM. Esto implica que no existirá una solución analíticamente exacta, sino que se tendrán que aproximar mínimos.
- Que las correcciones hagan mínimos tanto el promedio del error cometido como el máximo error cometido entre las medidas del satélite y los valores del modelo.
- Que las correcciones hagan mínimas las diferencias entre los gradientes de las medidas del satélite y los valores del modelo.

Estas correcciones se alcanzan de manera iterativa para cada sensor (SM1..4), utilizando los valores de tensión correspondientes y los valores de campo que estos suponen.

Según el teorema del valor intermedio, en cada iteración se barrerán unas correcciones que van desde un valor negativo ($-fixV$) hasta el mismo valor positivo ($fixV$), tomándose tres valores intermedios (saltos de $fixV/2$): en total, cinco valores de barrido (FIGURA 3.48). En NANOSAT-1B, inicialmente $fixV$ valdrá 2 V. Se repetirá esto para los cuatro sensores simultáneamente, barriendo todas las combinaciones y calculando el campo magnético.

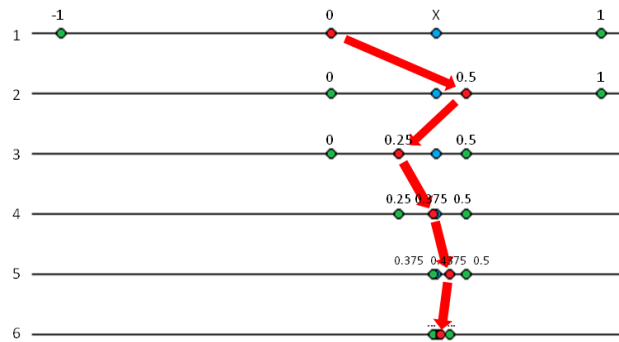


FIGURA 3.48 – Esquema sencillo del teorema de valor intermedio, con solo tres valores de barrido

Se utilizará la prueba de χ^2 de Pearson (Chernoff & Lehmann, 1954) como prueba de bondad del ajuste para seleccionar el valor de corrección que mejor resultado aporte:

$$\chi^2 = \sum_i \frac{(SAT_i - MOD_i)^2}{MOD_i} \quad (67)$$

Los valores de corrección que hagan mínimo este valor χ^2 , tanto para los valores medidos como para los gradientes, serán los seleccionados, y se continuará con la siguiente iteración.

En cada nueva iteración, el valor de *fixV* es ajustado a un nuevo valor *fixV/paso*, con lo que el rango analizado es cada vez más pequeño (FIGURA 3.48).

En cada paso, además, se utilizan métodos de media móvil lineal (*moving average*, MA) para tratar de filtrar los resultados y que el proceso de comparación sea más rápido y limpio. En este trabajo, se han utilizado promedios con los 5 valores anteriores (*leading*) y 5 posteriores (*lagging*), con lo que se realiza un filtro suficiente para eliminar efectos aleatorios, pero con capacidad suficiente para detectar fluctuaciones de una determinada duración. Dado que las medidas se realizan habitualmente en periodos de 1-2 s, se puede aceptar que una fluctuación no aleatoria (por ejemplo, debida a efectos de meteorología espacial) tendrá una duración de más de 10-20 s: la elección de un *leading* y un *lagging* de 5 es aceptable.

El proceso iterativo continúa hasta que la diferencia entre el valor medido y corregido del campo geomagnético y el valor aportado por el modelo se encuentra por debajo de un determinado margen de error. Tentativamente, este margen se encontrará entre 100 y 300 nT. El resultado final es el acumulado de las correcciones para cada sensor en cada iteración.

- **Programa *nst1b_V_SCAN.m***

Datos de entrada	Valores del campo magnético, medido y del modelo, y valores iniciales de corrección de la tensión de salida {a, b, c, d} (habitualmente, 0)
Resultados	Valores de corrección de la tensión de salida {a, b, c, d}

El programa *nst1b_V_SCAN.m* (descrito esquemáticamente en la FIGURA 3.49) es el utilizado para desarrollar el método V_SCAN. Tiene anidados los siguientes programas:

- *nst1b_data_calc.m*: conversión de los valores de tensión (V) a campo magnético (nT).
- *nst1b_movavg.m*: realiza la media móvil lineal.
- *nst1b_select_min.m*: selecciona los valores que hacen mínima la prueba de χ^2 de Pearson para las medidas, ponderando también los resultados para sus gradientes.

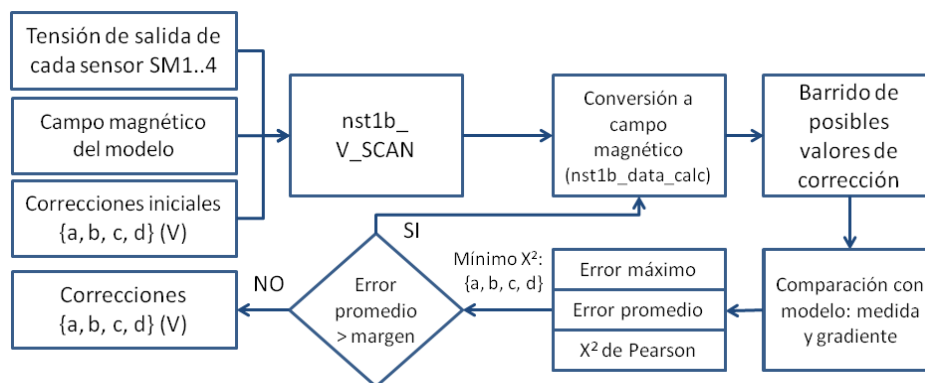


FIGURA 3.49 – Diagrama de flujo de *nst1b_V_SCAN.m*

ii. Método TWOSTEP

La técnica de calibración en vuelo más utilizada actualmente es la propuesta por Gambhir (1975): un trabajo estadístico que aplica una aproximación de centrado para construir una función de pérdida (o "de coste") cuadrática (derivada de la función de probabilidad) que relaciona la medida magnética con el valor del modelo en función del error cometido. Esta función de pérdida puede ser minimizada mediante mínimos cuadrados, obteniéndose la magnitud del error.

Esta técnica fue expandida por Alonso y Shuster (2002, (a), (b) y (c)) utilizando un segundo paso que emplea una estimación de centrado como valor inicial para un método iterativo de Gauss-Newton. Su algoritmo se llama TWOSTEP y demuestra mejores resultados, evitando problemas de divergencias, siendo independiente del conocimiento de la actitud e incluyendo no sólo resultados de los márgenes de error, **b**, sino también de los factores de escala y las correcciones de no ortogonalidad, **S**. Así pues, para el cálculo exhaustivo y matemáticamente riguroso de las cantidades **b** y **S** descritas al comienzo de esta Sección se utilizará el método TWOSTEP, explicado a continuación en detalle.

Se estudiarán las medidas \mathbf{H}_{SAT} tomadas en cada momento t_k , teniéndose N muestras. Se parte de la ecuación (59), reescrita de manera similar (I es la matriz identidad):

$$\vec{H}_{MOD,k} = R_{ACT,k}^{-1} \cdot [(I + S) \cdot \vec{H}_{SAT,k} - \vec{b} - \vec{\epsilon}_k] \quad (68)$$

En la descripción del método TWOSTEP se considera el margen de error (**b**) y el ruido de la medida (**ε**) como dos valores diferenciados, aunque aquí se considerarán juntos como uno mismo (**b**). Esta aproximación es válida, dado que **ε** se considera blanco y gaussiano (normal), lo que permite muchos de los pasos tomados en el método. El trabajo de Alonso y Shuster muestra tres modos del método TWOSTEP: uno sencillo, calculando solo **b**, otro con factores de escala también y otro ampliándolo al cálculo de las correcciones de no ortogonalidad.

ii.a. Método TWOSTEP.a: Cálculo del margen de error

En este modo no se tiene en cuenta ningún factor de escala ni corrección de no ortogonalidad ($S=0$), sólo **b**, con lo que la ecuación (68) queda de la siguiente manera:

$$\vec{H}_{SAT,k} = R_{ACT,k} \cdot \vec{H}_{MOD,k} + \vec{b} + \vec{\epsilon}_k \quad (69)$$

Se elimina la dependencia con la actitud calculando el cuadrado (pues R_{ACT} es unitaria):

$$\begin{aligned} \vec{H}_{SAT,k} - \vec{b} - \vec{\epsilon}_k &= R_{ACT,k} \cdot \vec{H}_{MOD,k} \\ |\vec{H}_{SAT,k} - \vec{b} - \vec{\epsilon}_k|^2 &= |R_{ACT,k} \cdot \vec{H}_{MOD,k}|^2 = |\vec{H}_{MOD,k}|^2 \\ |\vec{H}_{MOD,k}|^2 &= |\vec{H}_{SAT,k}|^2 - 2 \cdot \vec{H}_{SAT,k} \cdot \vec{b} + |\vec{b}|^2 - 2 \cdot (\vec{H}_{SAT,k} - \vec{b}) \cdot \vec{\epsilon}_k + |\vec{\epsilon}_k|^2 \end{aligned} \quad (70)$$

Se definen unas medidas efectivas de campo y ruido, escalares, z y v respectivamente:

$$z_k = |\vec{H}_{SAT,k}|^2 - |\vec{H}_{MOD,k}|^2 \quad (71)$$

$$v_k = 2 \cdot (\vec{H}_{SAT,k} - \vec{b}) \cdot \vec{\varepsilon}_k - |\vec{\varepsilon}_k|^2 \quad (72)$$

$$z_k = 2 \cdot \vec{H}_{SAT,k} \cdot \vec{b} - |\vec{b}|^2 + v_k \quad (73)$$

El ruido ε se considera blanco y gaussiano, pero el ruido efectivo v no lo es estrictamente: tendrá componentes gaussianas y de χ^2 . Sin embargo, al trabajar en una órbita baja terrestre, el ruido ε será pequeño en comparación con el campo geomagnético, por lo que se podrá aproximar v también a gaussiano:

$$\vec{\varepsilon}_k \sim N(\vec{0}, \Sigma_k) \longrightarrow v_k \sim N(\mu_k, \sigma_k^2) \quad (74)$$

$$\begin{aligned} \mu_k &= -tr(\Sigma_k) \\ \sigma_k^2 &= 4 \cdot (\vec{H}_{SAT,k} - \vec{b})^T \cdot \Sigma_k \cdot (\vec{H}_{SAT,k} - \vec{b}) + 2 \cdot tr(\Sigma_k^2) \end{aligned} \quad (75)$$

Donde Σ_k es la matriz de covarianza, μ_k es el valor esperado y σ_k^2 es la varianza, todas ellas para cada medida tomada en t_k . De esta manera, $(v_k - \mu_k)$ será además un ruido blanco.

Para obtener Σ_k , primero se calculan los promedios de cada medida de campo de cada eje, de todas las medidas realizadas en una misma trayectoria, y después se procede a formar la matriz 3x3, calculando las varianzas y las covarianzas entre los ejes, dos a dos:

$$M(i) = E\{\vec{H}_{SAT}(i)\}, \quad i = X, Y, Z \quad (76)$$

$$\Sigma_k = \frac{1}{N} \left(\vec{H}_{SAT,k}(p) - M(p) \right) \left(\vec{H}_{SAT,k}(q) - M(q) \right), \quad p, q = X, Y, Z \quad (77)$$

- **Estimación de la máxima probabilidad y tanteo**

Según se explica en el trabajo de Alonso y Shuster, el logaritmo negativo de la función de probabilidad para el margen de error \mathbf{b} buscado es una función de coste de la forma:

$$J(\vec{b}) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \left[\frac{1}{\sigma_k^2} \left(z_k - 2 \cdot \vec{H}_{SAT,k} \cdot \vec{b} + |\vec{b}|^2 - \mu_k \right)^2 + \log \sigma_k^2 + \log 2\pi \right] \quad (78)$$

La función de probabilidad no se incluye en este trabajo pues no es de utilidad práctica: buscar el máximo en la función de probabilidad será equivalente a buscar el mínimo en la función de coste, J , (78), que sí se explicita; es decir, se busca el valor de \mathbf{b} que satisfaga:

$$\left. \frac{\partial J}{\partial \vec{b}} \right|_{\vec{b}^*} = 0 \quad (79)$$

La solución más directa se obtiene por tanteo, y en este caso se utiliza la aproximación de Newton-Raphson, dando el valor cero como valor de entrada, pues a priori no es posible estimar otro valor inicial mejor:

$$\left. \begin{aligned} \vec{b}_0 &= \vec{0} \\ \vec{b}_{i+1} &= \vec{b}_i - \left[\frac{\partial^2 J}{\partial \vec{b} \partial \vec{b}}(\vec{b}_i) \right]^{-1} \cdot \frac{\partial J}{\partial \vec{b}}(\vec{b}_i) \end{aligned} \right\} \quad (80)$$

Una modificación habitual en este punto consiste en aplicar el método de Gauss-Newton: reemplazar la matriz hessiana de J (la matriz de segundas derivadas parciales) por su valor esperado, la matriz de información de Fisher, F_{bb} , lo que supone una importante simplificación. Sin embargo, aquí se encuentra un problema de convergencia al ser J una función cuártica en **b**: aparecen múltiples mínimos, no asegurándose una convergencia a un mínimo global. Para solucionarlo, se lleva a cabo una transformación de centrado.

- **Estimación de centrado**

Se calculan los promedios ponderados de las variables relevantes; primero, la varianza:

$$\frac{1}{\bar{\sigma}^2} = \sum_{k=1}^N \frac{1}{\sigma_k^2} \quad (81)$$

$$\left. \begin{aligned} \bar{z} &= \bar{\sigma}^2 \sum_{k=1}^N \left(\frac{1}{\sigma_k^2} \cdot z_k \right) \\ \bar{v} &= \bar{\sigma}^2 \sum_{k=1}^N \left(\frac{1}{\sigma_k^2} \cdot v_k \right) \end{aligned} \right\}, \quad \left. \begin{aligned} \bar{\vec{H}}_{SAT} &= \bar{\sigma}^2 \sum_{k=1}^N \left(\frac{1}{\sigma_k^2} \cdot \vec{H}_{SAT,k} \right) \\ \bar{\mu} &= \bar{\sigma}^2 \sum_{k=1}^N \left(\frac{1}{\sigma_k^2} \cdot \mu_k \right) \end{aligned} \right\} \quad (82)$$

Con los valores promedio se puede definir unos nuevos valores transformados linealmente:

$$\left. \begin{aligned} \tilde{z}_k &= z_k - \bar{z} \\ \tilde{v}_k &= v_k - \bar{v} \\ \tilde{\vec{H}}_{SAT,k} &= \vec{H}_{SAT,k} - \bar{\vec{H}}_{SAT} \\ \tilde{\mu}_k &= \mu_k - \bar{\mu} \end{aligned} \right\} \quad (83)$$

Esta operación se llama *centrado*, lo que redefine las medidas efectivas z_k :

$$\tilde{z}_k = 2 \cdot \tilde{\vec{H}}_{SAT,k} \cdot \vec{b} + \tilde{v}_k \quad (84)$$

De esta manera las medidas efectivas centradas ya no dependen cuadráticamente del vector de margen de error **b**. Mediante un tratamiento estadístico riguroso (Alonso & Shuster, 2002), se llega a la nueva descripción de la función de coste J, que ya no es cuártica sino cuadrática en **b**, con lo que se puede asegurar una convergencia a un único mínimo global:

$$\tilde{J}(\vec{b}) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \left[\frac{1}{\sigma_k^2} \left(\tilde{z}_k - 2 \cdot \tilde{\vec{H}}_{SAT,k} \cdot \vec{b} - \tilde{\mu}_k \right)^2 \right] + \text{terms. indep. de } \vec{b} \quad (85)$$

Y la matriz de información de Fisher y la matriz de covarianza estimada del error, P_{bb} , son:

$$\tilde{F}_{bb} = \sum_{k=1}^N \frac{1}{\sigma_k^2} \cdot 4 \cdot \tilde{H}_{SAT,k} \cdot \tilde{H}_{SAT,k}^T \xrightarrow{N \gg} \tilde{P}_{bb} = \tilde{F}_{bb}^{-1} \quad (86)$$

Finalmente, la minimización de J es más sencilla y nos lleva al siguiente valor de **b**:

$$\tilde{b}^* = \tilde{P}_{bb} \cdot \sum_{k=1}^N \left[\frac{1}{\sigma_k^2} (\tilde{z}_k - \tilde{\mu}_k) \cdot 2 \cdot \tilde{H}_{SAT,k} \right] \quad (87)$$

- **Solución completa con la corrección de centrado**

Ya se tienen todas las herramientas para aplicar el método TWOSTEP; así pues:

- Paso 1: Utilizando las ecuaciones (86) y (87), se calcula la matriz de covarianza del error, \tilde{P}_{bb} , y la estimación centrada del margen de error del magnetómetro, \tilde{b}^* , dando un valor de entrada a **b** de cero. Se establece un criterio para comprobar si la primera iteración ya converge adecuadamente a la solución, alcanzando la mejor precisión (cosa que ocurrirá muy comúnmente ya que ahora la función de coste J es exactamente cuadrática en **b**). El criterio que propone TWOSTEP es calcular el promedio \bar{F}_{bb} y comparar sus elementos de la diagonal con los de \tilde{F}_{bb} :

$$\bar{F}_{bb} = \frac{1}{\bar{\sigma}^2} \cdot 4 \cdot (\bar{H}_{SAT} - \bar{b}) \cdot (\bar{H}_{SAT} - \bar{b})^T \quad (88)$$

$$[\bar{F}_{bb}]_{mm} < c \cdot [\tilde{F}_{bb}]_{mm}, \quad m = 1, 2, 3 \quad (89)$$

Habitualmente, c podrá adoptar un valor entre 0.1 y 0.5, dependiendo de lo que se necesite. Si se cumple, el valor \tilde{b}^* será el resultado final, computado en una única iteración, con la matriz de covarianza del error \tilde{P}_{bb} . Si no se cumple,

- Paso 2: Se utiliza la estimación centrada \tilde{b}^* como valor inicial para desarrollar la iteración propuesta en la ecuación (80), el método de Gauss-Newton:

$$\left. \begin{aligned} \vec{b}_0 &= \tilde{b}^* \\ \vec{b}_{i+1} &= \vec{b}_i - F_{bb}^{-1}(\vec{b}_i) \cdot \vec{g}(\vec{b}_i) \end{aligned} \right\} \quad (90)$$

El vector gradiente, **g(b)**, tiene la siguiente forma:

$$\vec{g}(\vec{b}) = \tilde{F}_{bb} \cdot (\vec{b} - \tilde{b}^*) - \frac{1}{\bar{\sigma}^2} (\bar{z} - 2 \cdot \bar{H}_{SAT} \cdot \vec{b} + |\vec{b}|^2 - \bar{\mu}) \cdot 2 \cdot (\bar{H}_{SAT} - \vec{b}) \quad (91)$$

Este paso es iterado hasta que el valor η_i sea menor que una determinada cantidad, suficientemente pequeña:

$$F_{bb} = \tilde{F}_{bb} + \bar{F}_{bb} \quad (92)$$

$$\eta_i = (\vec{b}_i - \vec{b}_{i-1}) \cdot F_{bb}(\vec{b}_{i-1}) \cdot (\vec{b}_i - \vec{b}_{i-1}) \quad (93)$$

ii.b. Método TWOSTEP.b: Cálculo del margen de error y el factor de escala

Para extender este método al cálculo de otros parámetros, además del margen de error, se reescribe la ecuación (68) en una formulación más general, con una matriz T y unos valores del sesgo y el ruido marcados con una prima, especialmente preparados para el cálculo posterior:

$$\vec{H}_{SAT,k} = T^{-1} \cdot [R_{ACT,k} \cdot \vec{H}_{MOD,k} + \vec{b}' + \vec{\varepsilon}'_k] \quad (94)$$

Por el teorema de descomposición polar (Higham, 1986), se puede descomponer la matriz T en otras matrices: una ortogonal, O, y otra simétrica, S, además de la matriz identidad, I.

$$T = O \cdot (I + S) \quad (95)$$

Se desarrolla la ecuación (94) de manera similar a como se hizo con la ecuación (68), calculando el cuadrado para eliminar la dependencia con la actitud, R_{ACT} .

$$(I + S) \cdot \vec{H}_{SAT,k} = O^T \cdot R_{ACT,k} \cdot \vec{H}_{MOD,k} + \vec{b} + \vec{\varepsilon}_k \quad (96)$$

Donde $\vec{b} = O^T \cdot \vec{b}'$ y $\vec{\varepsilon}_k = O^T \cdot \vec{\varepsilon}'_k$.

$$|(I + S) \cdot \vec{H}_{SAT,k} - \vec{b} - \vec{\varepsilon}_k|^2 = |O^T \cdot R_{ACT,k} \cdot \vec{H}_{MOD,k}|^2 = |\vec{H}_{MOD,k}|^2 \quad (97)$$

Se buscan los valores del margen de error, \mathbf{b} , y de la matriz de factor de escala, S. En este modo, la matriz S es sólo diagonal. Los valores fuera de la diagonal se refieren a las correcciones de no ortogonalidad, que tienen su origen únicamente en el propio magnetómetro, donde los ejes individuales de cada sensor no son ortogonales entre sí. Este hecho se considerará englobado dentro de la propia calibración hecha en el laboratorio (parámetros A y B), por lo que no será tenido en cuenta; se puede hacer esta aproximación dado que nuestro instrumento no cuenta con elementos cuya orientación sea estructuralmente frágil (como bancos ópticos, etc.). Aún así, por completitud, esta extensión será explicada en el punto siguiente.

Así pues, **el método explicado en este punto será el que utilizemos en nuestro trabajo**; la bondad del método se puede ver en la FIGURA 3.50 y TABLA 3.5 del ejemplo, más adelante.

$$S = \begin{bmatrix} s1 & s4 & s5 \\ s4 & s2 & s6 \\ s5 & s6 & s3 \end{bmatrix} \longrightarrow S = \begin{bmatrix} s1 & 0 & 0 \\ 0 & s2 & 0 \\ 0 & 0 & s3 \end{bmatrix}, \quad \vec{b} = \begin{bmatrix} b1 \\ b2 \\ b3 \end{bmatrix} \quad (98)$$

Se desarrolla la ecuación (97):

$$|\vec{H}_{MOD,k}|^2 = |\vec{H}_{SAT,k}|^2 + (2S + S^2) \cdot |\vec{H}_{SAT,k}|^2 - 2 \cdot (I + S) \cdot \vec{H}_{SAT,k} \cdot \vec{b} + |\vec{b}|^2 - 2 \cdot ((I + S) \cdot \vec{H}_{SAT,k} - \vec{b}) \cdot \vec{\varepsilon}_k + |\vec{\varepsilon}_k|^2 \quad (99)$$

Como en (71), (72) y (73), se definen unas medidas efectivas de campo y ruido:

$$z_k = |\vec{H}_{SAT,k}|^2 - |\vec{H}_{MOD,k}|^2 \quad (100)$$

$$v_k = 2 \cdot \left((I + S) \cdot \vec{H}_{SAT,k} - \vec{b} \right) \cdot \vec{\varepsilon}_k - |\vec{\varepsilon}_k|^2 \quad (101)$$

$$z_k = -\vec{H}_{SAT,k} \cdot (2S + S^2) \cdot \vec{H}_{SAT,k} + 2 \cdot \vec{H}_{SAT,k} \cdot (I + S) \cdot \vec{b} - |\vec{b}|^2 + v_k \quad (102)$$

Se realizan una serie de transformaciones para conseguir simplificar la minimización de la función de coste J, al igual que en el punto anterior. Se definen las cantidades:

$$E = 2S + S^2 \equiv \text{diag}(\vec{e}), \quad \vec{e} = \begin{bmatrix} e1 \\ e2 \\ e3 \end{bmatrix} \quad (103)$$

$$\vec{c} = (I + S) \cdot \vec{b} \quad (104)$$

La medida efectiva de la ecuación (102) queda de la forma:

$$z_k = -\vec{H}_{SAT,k} \cdot E \cdot \vec{H}_{SAT,k} + 2 \cdot \vec{H}_{SAT,k} \cdot \vec{c} - |\vec{b}(\vec{c}, \vec{e})|^2 + v_k \quad (105)$$

Se definen otras cantidades adicionales para una mayor simplificación:

$$K_k = [H_{SATX,k}^2, H_{SATY,k}^2, H_{SATZ,k}^2] \quad (106)$$

$$L_k = [2 \cdot \vec{H}_{SAT,k}^T \mid -K_k] \quad (107)$$

Finalmente, la medida efectiva se puede expresar de la siguiente manera:

$$z_k = -K_k \cdot \vec{e} + 2 \cdot \vec{H}_{SAT,k} \cdot \vec{c} - |\vec{b}(\vec{c}, \vec{e})|^2 + v_k$$

$$z_k = L_k \cdot \vec{\theta}' - |\vec{b}(\vec{\theta}')|^2 + v_k \quad (108)$$

Siendo θ' el vector de las variables que buscamos:

$$\vec{\theta}' = \begin{bmatrix} \vec{c} \\ \vec{e} \end{bmatrix} \longrightarrow \vec{\theta} = \begin{bmatrix} \vec{b} \\ \vec{s} \end{bmatrix}, \quad \vec{s} = \begin{bmatrix} s1 \\ s2 \\ s3 \end{bmatrix} \quad (109)$$

Se realiza la estimación de centrado, ponderando una de las nuevas variables relevantes, L; los demás centrados se realizan de igual manera que en el punto anterior.

$$\bar{L} = \bar{\sigma}^2 \sum_{k=1}^N \frac{1}{\sigma_k^2} \cdot L_k, \quad \tilde{L}_k = L_k - \bar{L} \quad (110)$$

Con todas estas transformaciones se consigue que todas las dependencias no lineales queden englobadas dentro del término $|\vec{b}(\vec{\theta}')|^2$. Ahora las medidas efectivas centradas y el promedio de ellas se pueden describir linealmente en los parámetros:

$$\bar{z} = \bar{L} \cdot \vec{\theta}' - |\vec{b}(\vec{\theta}')|^2 + \bar{v}, \quad \tilde{z}_k = \tilde{L}_k \cdot \vec{\theta}' + \tilde{v}_k \quad (111)$$

Los cálculos se realizan como en el punto anterior. Ya se tiene todo lo necesario: la función de coste (separada en la estimación de centrado, \tilde{J} , y la función en el centro, \bar{J}), los valores de \mathbf{b} y \mathbf{s} que hacen mínima esa función y la matriz de información de Fisher:

$$J(\bar{\theta}') = \tilde{J}(\bar{\theta}') + \bar{J}(\bar{\theta}') \quad (112)$$

$$\begin{aligned} \tilde{J}(\bar{\theta}') &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \left[\frac{1}{\sigma_k^2} (\tilde{z}_k - \tilde{L}_k \cdot \bar{\theta}' - \tilde{\mu}_k)^2 \right] + \text{terms. indep. de } \bar{\theta}' \\ \bar{J}(\bar{\theta}') &= \frac{1}{2\bar{\sigma}^2} \left(\bar{z}_k - \bar{L}_k \cdot \bar{\theta}' + |\bar{b}(\bar{\theta}')|^2 - \bar{\mu}_k \right)^2 + \text{terms. indep. de } \bar{\theta}' \\ \tilde{F}_{\theta',\theta'} &= \sum_{k=1}^N \frac{1}{\sigma_k^2} \tilde{L}_k^T \cdot \tilde{L}_k \xrightarrow{N \gg} \tilde{P}_{\theta',\theta'} = \tilde{F}_{\theta',\theta'}^{-1} \end{aligned} \quad (113)$$

$$\tilde{\theta}^{*'} = \tilde{P}_{\theta',\theta'} \cdot \sum_{k=1}^N \left[\frac{1}{\sigma_k^2} (\tilde{z}_k - \tilde{\mu}_k) \cdot \tilde{L}_k^T \right] \quad (114)$$

Para obtener los \mathbf{b} y \mathbf{s} buscados a partir de la θ' resultante, se realizan los cálculos inversos:

$$s_j = -1 + \sqrt{1 + e_j}, \quad b_j = c_j / \sqrt{1 + e_j}, \quad j = X, Y, Z \quad (115)$$

Se aplican los pasos 1 y 2 del método explicado en el punto anterior, TWOSTEP.a.

■ Ejemplo

Telemedida NST1B_SMAG-28-08-2010 05-20-02.TM, corregida por el método TWOSTEP, en modo TWOSTEP.a y TWOSTEP.b.

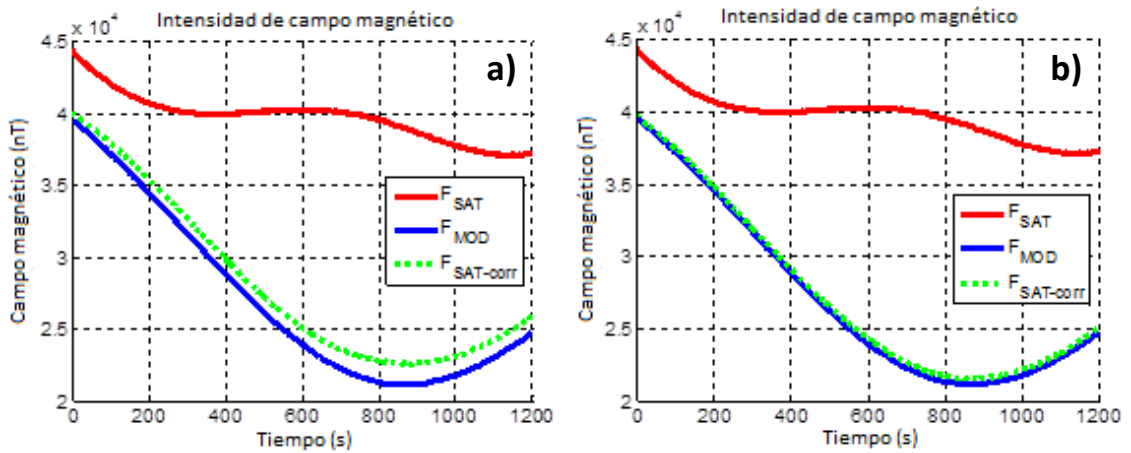


FIGURA 3.50 – Telemedida 'NST1B_SMAG-28-08-2010 05-20-02.TM'. Primera iteración del método TWOSTEP aplicado a la búsqueda de: a) vector de margen de error, b) TWOSTEP.a; b) vector de margen de error, b, y matriz de factores de escala, S (diagonal) (TWOSTEP.b).

TABLA 3.5 – Correcciones para el ejemplo de teledatada 'NST1B_SMAG-28-08-2010 05-20-02.TM'

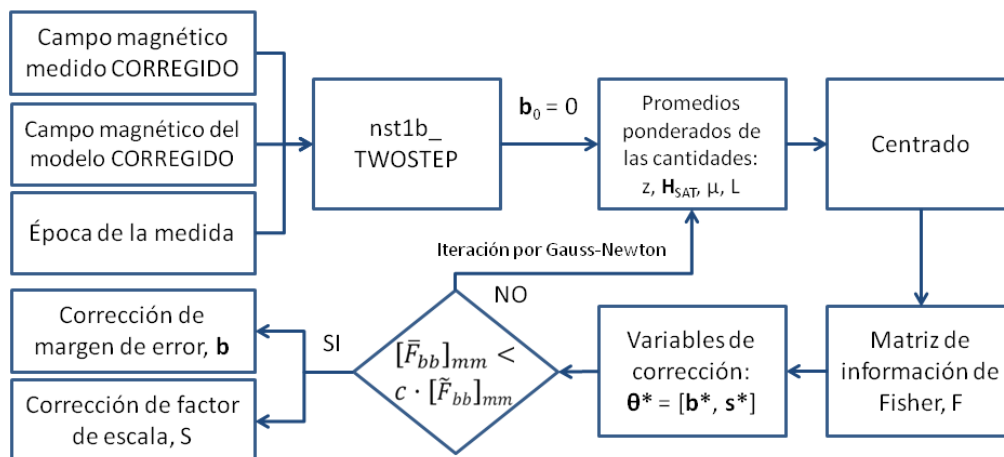
Método	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3
TWOSTEP.a	-7167.70	14538.98	1788.86	-	-	-
TWOSTEP.b	-8260.62	12137.37	2432.37	0.060150	-0.152311	-0.033804



- Programa *nst1b_TWOSTEP_b.m*

Datos de entrada	Valores del campo geomagnético, medido y del modelo (corregidos según <i>nst1b_pre_correct.m</i>), así como la fecha de la medida
Resultados	Valores del vector de corrección del margen de error, \mathbf{b} , y de los factores de escala de la matriz diagonal \mathbf{S}

Se adapta el método TWOSTEP.b a un programa de Matlab que pueda automatizar el proceso: *nst1b_TWOSTEP_b.m*. Este programa implementa en líneas de código lo descrito anteriormente de forma matemática. Esquemáticamente, el proceso es así (FIGURA 3.51):

FIGURA 3.51 – Diagrama de flujo de *nst1b_TWOSTEP_b.m*

El proceso de tanteo comienza con el cálculo de la matriz de covarianza del error, necesaria para calcular los valores promedio y las varianzas. Partiendo de esto, se puede preparar la estimación del centrado, calculando los promedios ponderados de todas las variables relevantes (medidas efectivas, etc.).

El objetivo es buscar el máximo de la función de probabilidad en las variables que buscamos, \mathbf{b} y \mathbf{s} , que en la práctica es la búsqueda del mínimo del logaritmo negativo de dicha función, la función de coste J . Con el centrado estadísticamente riguroso de las variables relevantes, se puede garantizar que se podrá encontrar un mínimo global, pues J será cuadrática en las variables buscadas.

■ Ejemplo

Telemidas NST1B_SMAG-18-09-2009 01-15-03.TM y NST1B_SMAG-08-01-2010 19-40-01.TM, corregidas en módulo por márgenes de error y factores de escala (TWOSTEP.b) (FIGURA 3.52 y TABLA 3.6).

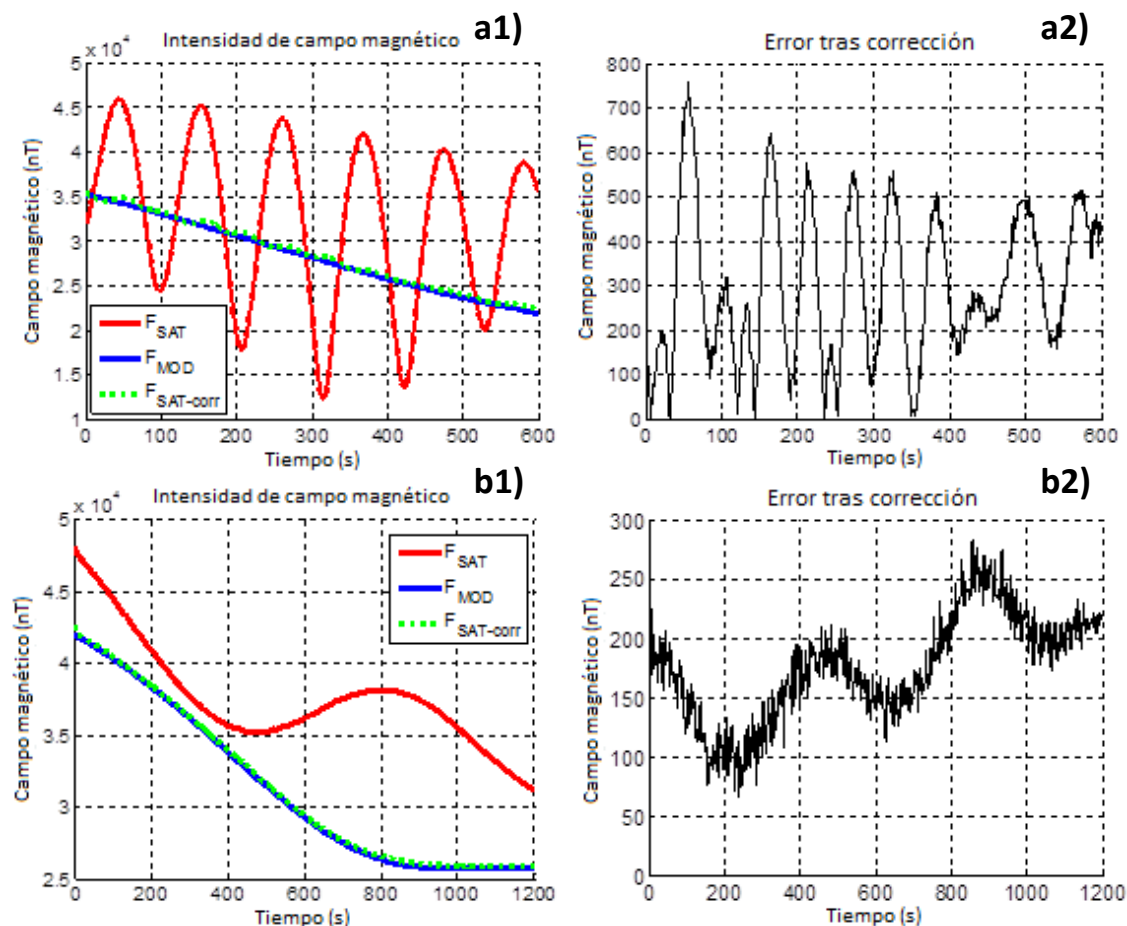


FIGURA 3.52 – Ejemplo de telemidas corregidas por TWOSTEP.b: a) ‘NST1B_SMAG-18-09-2009 01-15-03.TM’; b) ‘NST1B_SMAG-08-01-2010 19-40-01.TM’. Corrección (TABLA 3.6) y error cometido tras la corrección (1 iteración).

TABLA 3.6 – Correcciones para los ejemplos de la FIGURA 3.52: telemidas ‘NST1B_SMAG-18-09-2009 01-15-03.tm’ y ‘NST1B_SMAG-08-01-2010 19-40-01.tm’

Ejemplo	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3
a	-9064.14	15025.14	853.24	0.063835	0.020431	0.032290
b	-7485.05	14519.97	1091.37	0.005375	-0.022831	-0.016672

Observando este ejemplo, se comprueba que la corrección efectuada es muy notable: las correcciones de margen de error son coherentes (sus valores son similares, dentro de un margen), y las correcciones de factor de escala son suficientemente pequeñas (entre un 0.5% y un 6% del valor total).

Sin embargo, se debe prestar atención al error que queda: en el primer caso del ejemplo, está entre -200 y 700 nT, y es un error muy variable; en el segundo, entre 100 y 300 nT, y el error se mueve en un margen más lineal (FIGURA 3.52). En ambos casos, el resultado todavía

se puede mejorar hasta alcanzar el nivel de precisión que se necesita para cumplir los objetivos. Y es que el método TWOSTEP está formulado para situaciones específicas donde se cuenta con satélites con spin controlado, o al menos estabilizados inercialmente (Alonso, 2002), y ninguno de los dos casos se da en NANOSAT-1B. Se hace necesario un paso extra de refinamiento de la corrección para que esta sea válida para cualquier satélite aún sin ningún control en su estabilidad.



ii.c. Método TWOSTEP.c: Cálculo del margen de error, el factor de escala y la no ortogonalidad

Por completitud, se añade también este modo de aplicación del método TWOSTEP, en el que también se buscan los elementos de fuera de la diagonal en la matriz S, de corrección de la no ortogonalidad. Todos los cálculos son iguales, pero ahora, considerando que la matriz S está completamente poblada, se definen algunas cantidades de manera distinta:

$$K_k = [H_{SAT_X,k}^2 \quad H_{SAT_Y,k}^2 \quad H_{SAT_Z,k}^2 \quad 2H_{SAT_X,k}H_{SAT_Y,k} \quad 2H_{SAT_X,k}H_{SAT_Z,k} \quad 2H_{SAT_Y,k}H_{SAT_Z,k}] \quad (116)$$

$$E = 2S + S^2 = \begin{bmatrix} E1 & E4 & E5 \\ E4 & E2 & E6 \\ E5 & E6 & E3 \end{bmatrix} \longrightarrow \vec{E} = [E1 \quad E2 \quad E3 \quad E4 \quad E5 \quad E6]^T \quad (117)$$

$$\vec{\theta'} = \begin{bmatrix} \vec{c} \\ \vec{E} \end{bmatrix} \longrightarrow \vec{\theta} = \begin{bmatrix} \vec{b} \\ \vec{s} \end{bmatrix}, \quad \vec{s} = [s1 \quad s2 \quad s3 \quad s4 \quad s5 \quad s6]^T \quad (118)$$

Para obtener **b** y **s** de la **θ'** resultante, también se realizan los cálculos inversos, pero trabajando matricialmente. Dado que E es una matriz simétrica, se descompone en una matriz ortogonal, U, y una matriz diagonal, D, por autovalores. Se define una matriz W diagonal:

$$E = U \cdot D \cdot U^T \quad (119)$$

$$D = 2W + W^2, \quad w_j = -1 + \sqrt{1 + d_j} \quad (120)$$

Finalmente, se puede calcular la matriz de factor de escala y no ortogonalidad S y el margen de error **b**:

$$\left. \begin{aligned} S &= U \cdot W \cdot U^T \\ \vec{b} &= (1 + S)^{-1} \cdot \vec{c} \end{aligned} \right\} \quad (121)$$

Se aplican los pasos 1 y 2 del método explicado en el punto TWOSTEP.a.

iii. Método de refinamiento del factor de escala

Hemos observado que el método TWOSTEP sí consigue aproximar la curva de los valores medidos, SAT, a la forma de la curva de los valores del modelo, MOD. Sin embargo, como se

comentaba en la *FIGURA 3.52*, en la mayoría de las muestras existe aún una diferencia. Añadiendo unas cantidades adicionales a la matriz de factor de escala se conseguirá cubrir ese desplazamiento hasta hacer que el error cometido sea mínimo.

Este método sencillo será suficientemente válido para medidas donde el desplazamiento que se pretende refinar sea proporcionalmente pequeño ($\sim 5\text{-}10\%$ de desviación con los valores del modelo). En aquellos casos donde TWOSTEP.b no haya sido capaz de aproximarse a valores por debajo de ese margen, el método de refinamiento tampoco convergerá a soluciones satisfactorias; esto ocurre en una proporción pequeña de los casos: entre el 10 y el 15% de las TM seleccionadas.

Se busca una matriz de refinamiento, S_{REFINE} , diagonal y con sus tres componentes iguales (por simplicidad de los cálculos), que se sume a la S inicial del método TWOSTEP.b y que haga mínima la diferencia entre el modelo y los valores corregidos. Una corrección adicional en el margen de error queda asimilada también dentro de los valores de corrección en escala S_{REFINE} :

$$\begin{aligned}\vec{H}_{MOD} &= R_{ACT}^{-1} \cdot [(1 + S + S^*) \cdot \vec{H}_{SAT} - (\vec{b} + \vec{b}^*)] \\ \vec{H}_{MOD} &= R_{ACT}^{-1} \cdot [(1 + S) \cdot \vec{H}_{SAT} - (\vec{b} + \vec{b}^*)] + R_{ACT}^{-1} \cdot (S^* \cdot \vec{H}_{SAT} - \vec{b}^*) \\ S^* \cdot \vec{H}_{SAT} - \vec{b}^* &\equiv S_{\text{REFINE}} \cdot \vec{H}_{SAT}\end{aligned}$$

Finalmente, se puede reducir el problema al cálculo de S_{REFINE} :

$$\vec{H}_{MOD} = R_{ACT}^{-1} \cdot [(1 + S + S_{\text{REFINE}}) \cdot \vec{H}_{SAT} - \vec{b}] \quad (122)$$

Se pueden comparar los módulos elevando al cuadrado para eliminar la dependencia con R_{ACT} , como se hizo antes:

$$|\vec{H}_{MOD}|^2 = |R_{ACT}^{-1} \cdot [(1 + S + S_{\text{REFINE}}) \cdot \vec{H}_{SAT} - \vec{b}]|^2 \quad (123)$$

$$|\vec{H}_{MOD}| = |\vec{H}''_{SAT} + S_{\text{REFINE}} \cdot \vec{H}_{SAT}| \quad (124)$$

Así pues, para cada medida se calcula \mathbf{b} y S mediante el método TWOSTEP.b y posteriormente se aplica el programa *nst1b_refine_TWOSTEP.m*; se ha desarrollado para la tarea de calcular S_{REFINE} por tanteo en sucesivas iteraciones, minimizando el promedio del error entre la medida corregida y refinada y el modelo. Se describe a continuación:

- **Programa *nst1b_refine_TWOSTEP_b.m***

Datos de entrada	Valores del campo geomagnético, medido y del modelo (corregidos según <i>nst1b_pre_correct.m</i>), así como las correcciones \mathbf{b} y S
Resultados	Valor del factor de escala de refinamiento, S_{REFINE}

En el programa *nst1b_refine_TWOSTEP.m* se realiza una iteración basada en el teorema del valor intermedio, de manera similar al método V_SCAN, (FIGURA 3.48). En cada paso se suma una cantidad preliminar s_{REFINE} a los elementos de la diagonal de S, que varía entre su valor positivo, cero y su valor negativo. Se calcula cuál de esos tres valores de s_{REFINE} hace menor la diferencia (en valor absoluto) entre la medida refinada resultante y el modelo, y se continúa con la iteración k. El primer valor de s_{REFINE} es 1, al considerar que un refinamiento del 100% es una holgada cota superior, y en cada iteración k se suma $s_{\text{REFINE}}/(2^k)$ a los elementos de la diagonal de S, repitiendo el mismo proceso de barrido, cada vez con un rango de $s_{\text{REFINE}}/(2^k)$ también. Este proceso se repite hasta que se alcanza un valor por debajo de un margen establecido, o un valor asintótico, por debajo del cual no se pueda conseguir un refinamiento mejor. Se describe el diagrama de flujo de *nst1b_refine_TWOSTEP.m* en la FIGURA 3.53.

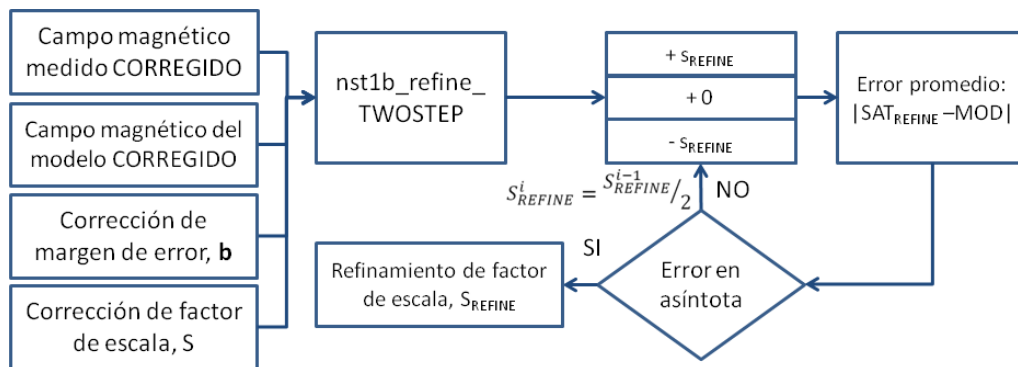


FIGURA 3.53 – Diagrama de flujo de *nst1b_refine_TWOSTEP.m*

Se consideran el promedio del error y el error máximo cometido en cada iteración para evitar segmentos de la medida donde la corrección o el refinamiento tienen peor ajuste, apareciendo “picos”. La variedad de soluciones del método TWOSTEP.b, y del propio refinamiento, junto con la necesidad de valorar los pasos del refinamiento, hacen imposible una automatización del proceso.

■ Ejemplo

Se prueba a refinar las telemidas ya corregidas en el ejemplo anterior (FIGURA 3.52):

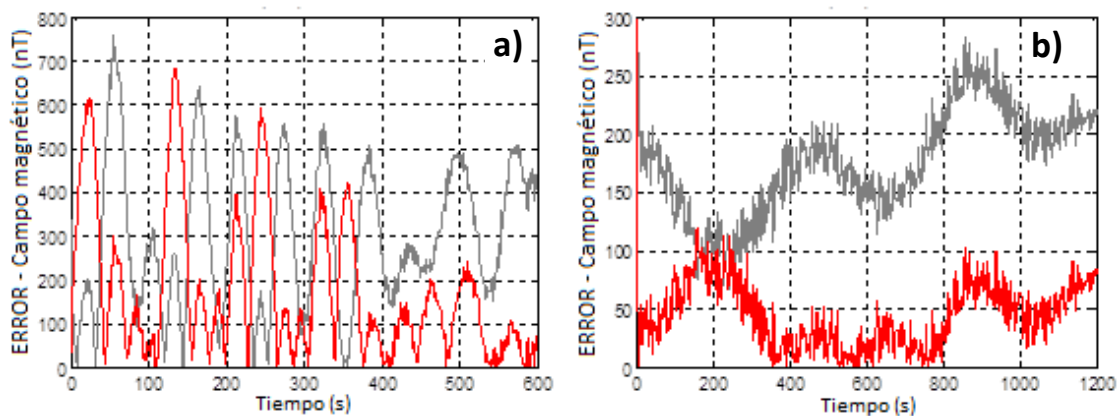


FIGURA 3.54 – Refinamiento de la corrección de los ejemplos de la FIGURA 3.52: a) 'NST1B_SMAG-18-09-2009 01-15-03.TM'; b) 'NST1B_SMAG-08-01-2010 19-40-01.TM'. En gris, error de la medida sin refinar; en rojo, error de la medida refinado mediante *nst1b_refine_TWOSTEP.m*.

TABLA 3.7 – Refinamiento de la corrección de los ejemplos de la FIGURA 3.52

Ejemplo	Error promedio antes (nT)	Error máximo antes (nT)	S _{REFINE}	Error promedio después (nT)	Error máximo después (nT)
a	303.16	762.06	-0.009766	177.74	545.16
b	176.78	661.30	-0.005127	45.49	433.46

En la FIGURA 3.54 y la TABLA 3.7 se ve que en los casos donde las diferencias entre la medida y el modelo son muy irregulares y amplias, el refinamiento de la calibración no logra mejorar mucho la corrección. Sin embargo, en los casos donde ambos conjuntos de datos siguen una evolución más pareja, la corrección TWOSTEP.b ya logra buenos resultados (cercano al error del propio modelo), y el refinamiento consigue mejorarlos notablemente.

■

B.2. Degradación

La caracterización del margen de error y la corrección de escala mediante el método TWOSTEP corrige degradaciones a corto plazo, debidas principalmente al lanzamiento y la exposición inicial al entorno espacial. La determinación de la **degradación** de las medidas consiste en la caracterización del instrumento sensor según su comportamiento a largo plazo, tras su puesta en órbita. Básicamente, se establecerá una comparación entre las medidas iniciales y finales, pudiéndose trazar una tendencia en el tiempo que indicará la tasa de avance de la degradación del SM_ACS.

Partiendo de las ecuaciones (58) y (59) se llega al cálculo de las cantidades de la degradación: la matriz diagonal S_D y el vector \mathbf{b}_D .

$$\left. \begin{aligned} \vec{b} &= \vec{b}' + (I + S') \cdot \vec{b}_D \\ S &= S' + (I + S') \cdot S_D \end{aligned} \right\}$$

$$\vec{H}_{MOD} = R_{ACT}^{-1} \cdot [(I + S) \cdot [A^{-1} \cdot (\vec{V} - \vec{B})] - \vec{b}]$$

Se impone la condición de que la degradación es nula en la primera medida, y va apareciendo desde ese momento y se resta a todas las medidas los valores en el origen. Esta hipótesis está justificada al considerar la degradación un efecto de largo plazo que aparece sólo bajo las condiciones extremas del vuelo orbital.

La primera medida del instrumento SM_ACS tuvo lugar el 2 de agosto de 2009, apenas cuatro días después de su lanzamiento (el 29 de julio de 2009). Toda degradación anterior puede ser adecuadamente considerada parte de la corrección en el margen de error y los factores de escala. Partiendo de esta condición inicial, se determina el valor de los parámetros de la degradación para cada tiempo t . Se comprueba que los valores de la degradación se calculan a partir de los parámetros determinados por el método TWOSTEP:

$$t = 0 \longrightarrow \begin{cases} \vec{b}_D = \vec{0} & \longrightarrow \vec{b}(t = 0) = \vec{b}' = \vec{b}_0 \\ S_D = 0 & \longrightarrow S(t = 0) = S' = S_0 \end{cases} \quad (125)$$

$$\left. \begin{aligned} \vec{b}_D(t) &= (I + S_0)^{-1} \cdot (\vec{b}(t) - \vec{b}_0) \\ S_D(t) &= (I + S_0)^{-1} \cdot (S(t) - S_0) \end{aligned} \right\} \quad (126)$$

B.3. Orientación (actitud)

La posibilidad de calcular la actitud sólo a través de medidas magnéticas, de manera precisa y robusta, permite alternativas de bajo coste, fáciles de introducir y menos complejas que otros sistemas habituales. Además, pueden hacer este servicio en caso de fallo o anomalía de los sistemas habituales. El cálculo de la actitud mediante magnetómetros está sujeto a un margen de error que está relacionado con la propia inexactitud de los modelos magnéticos en los que se basa, y en el hecho de que la intensidad magnética disminuye a $1/r^3$ desde el centro de la Tierra (siguiendo el modelo dipolar). Aún así, se pueden considerar válidos los datos de los modelos, dada la precisión de nuestros magnetómetros, y se puede trabajar con ellos en órbita LEO por debajo de 1000 km como es el caso de NANOSAT-1B.

Para determinar completamente la actitud de un satélite se necesitan al menos dos vectores de apuntamiento independientes, cada uno de ellos definido en dos sistemas de referencia diferentes: uno inercial (normalmente, el de la Tierra) y otro no-inercial, el del propio satélite. El uso de *star trackers*, así como de otros sensores de actitud, absoluta o relativa, como giróscopos orbitales, sensores solares o sensores de horizonte (Wertz, 1978), permite contar con esos dos vectores de apuntamiento, con lo que se puede determinar inequívocamente la actitud del satélite. Sin embargo, en este trabajo se está tratando de ser autónomos frente a esta posibilidad: NANOSAT-1B cuenta con sensores solares (VECTORSOL) y con otros sensores magnéticos (AMI), pero dado que son cargas útiles experimentales y que no se tiene un control de actitud planificado conjuntamente, no se ha hecho uso de ellos.

Se pueden calcular los ángulos de Euler $\{\phi, \theta, \psi\}$ que relacionan las medidas tomadas por el satélite con las del modelo en cada punto. Sin embargo, estos cálculos están basados en un único vector (aunque esté definido en ambos sistemas de referencia), razón por la cual no queda determinada totalmente la actitud: los giros descritos por los ángulos de Euler convierten las componentes del vector \mathbf{B}_{SAT} en las generatrices que forman los conos de revolución alrededor del vector \mathbf{B}_{MOD} , donde se encuentra la solución real (FIGURA 3.55).

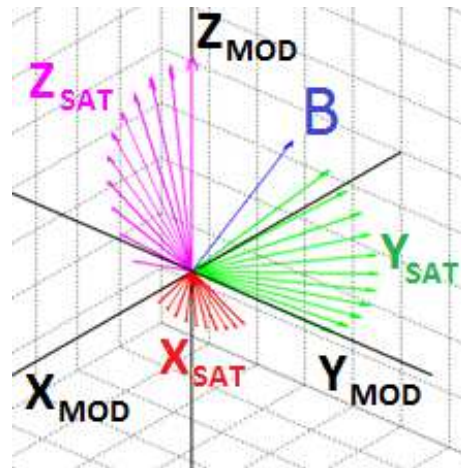


FIGURA 3.55 – Conos de revolución donde está la solución real de la actitud (\mathbf{B}_{SAT} y \mathbf{B}_{MOD} coaxiales)

No se cumplen las condiciones necesarias para que el instrumento SM_ACS en NANOSAT-1B sea capaz de aportar información suficiente como para un cálculo completo de la actitud por sí solo. Se tratará de encontrar una utilidad práctica para las medidas magnéticas en aplicación al cálculo de la actitud: la determinación de la orientación de ejes significativos. En las siguientes Secciones, Resultados y Discusión, se explicará en mayor detalle.

Sección 3.4. Resultados

- 3.4.1 - Parámetros de la calibración en vuelo
 - A) Intensidad del campo magnético
 - B) Degradación
 - C) Orientación (actitud)
 - 3.4.2 – Detección de eventos solares: Evento del 10 de marzo de 2011
-

3.4.1. Parámetros de la calibración en vuelo

A) Intensidad del campo magnético

Para la calibración de la intensidad del campo magnético se utilizó el método TWOSTEP. El método V_SCAN no se llegó a aplicar a todas las TM del estudio por su peor precisión. Se muestra un ejemplo a continuación.

■ Ejemplo

Telemedida NST1B_SMAG-20-08-2010 18-50-02.TM, corregida por el método V_SCAN. Los valores de corrección iniciales son (0, 0, 0, 0).

El proceso ha tenido una duración de 115.49 s, con un promedio de unos 28.4 s por iteración. En este caso, se ha detenido la iteración manualmente al llegar a un valor asintótico de la corrección a partir del cual no se conseguía ninguna mejora. Se muestra en la TABLA 3.8 y la FIGURA 3.56 la primera iteración en que la corrección está dentro de un margen despreciable de ese valor asintótico: la iteración #4.

TABLA 3.8 – Valores de la corrección de NST1B_SMAG-20-08-2010 18-50-02.TM por V_SCAN

Iteración	Error promedio (nT)	Error máximo (nT)	X ² de Pearson (nT)	Correcciones			
				a (V)	b (V)	c (V)	d (V)
#0	8877.21	14545.16	1808538.41	0	0	0	0
#4	553.80	1015.32	7387.75	2.0833	-1.5833	-2.5833	2.0833

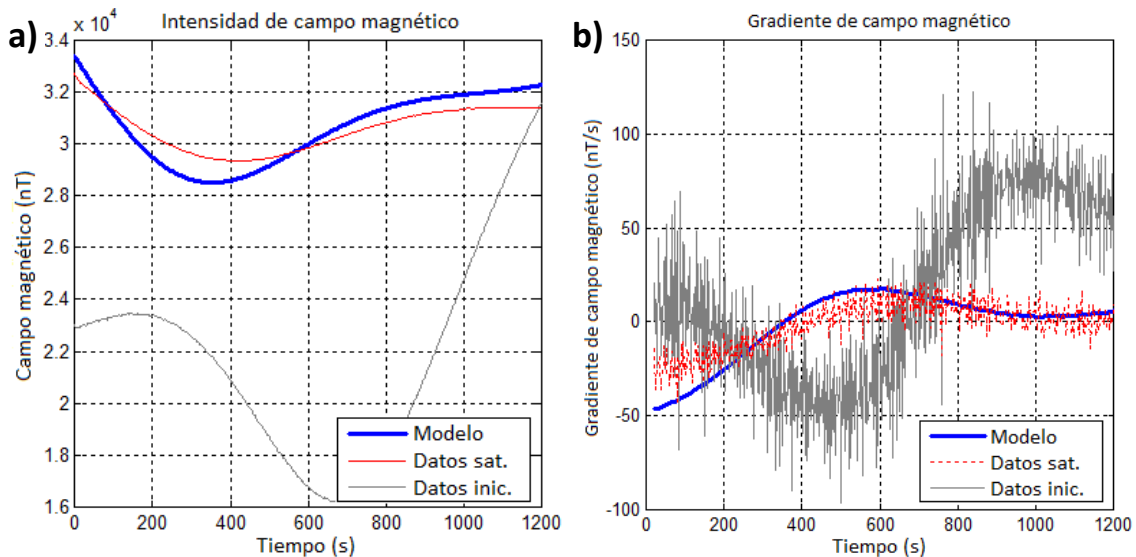


FIGURA 3.56 – Ejemplo de telemetría corregida por V_SCAN: ‘NST1B_SMAG-20-08-2010 18-50-02.TM’. Corrección: a) en la medida, y b) en el gradiente (TABLA 3.8) (4 iteraciones). En gris, los valores iniciales; en azul, el modelo; en rojo, las medidas

No se alcanza un valor corregido por debajo del margen propuesto de 100-300 nT: sólo se llega a 553.80 nT de error promedio (1015.32 nT de error máximo).



Como se puede observar en el ejemplo, la corrección es muy costosa (llevando mucho tiempo en un ordenador personal normal) y se alcanzan unos resultados no excesivamente satisfactorios: el método V_SCAN resulta ser rudimentario y poco preciso y práctico.

Así pues, tras el trabajo con el método TWOSTEP, se muestra en la FIGURA 3.57 y FIGURA 3.58 todos los valores de corrección del margen de error, **b**, y de los factores de escala, *S*, después del refinamiento con *S*_{REFINE}.

Se puede observar que la dispersión de los datos es muy notable. Esto pone de manifiesto los amplios márgenes de error que se vienen arrastrando desde la propia calibración en laboratorio, además de todos los factores no controlados existentes en NANOSAT-1B y que pueden estar jugando un papel perturbador en las medidas. Se observan algunas medidas claramente apartadas de la tendencia.

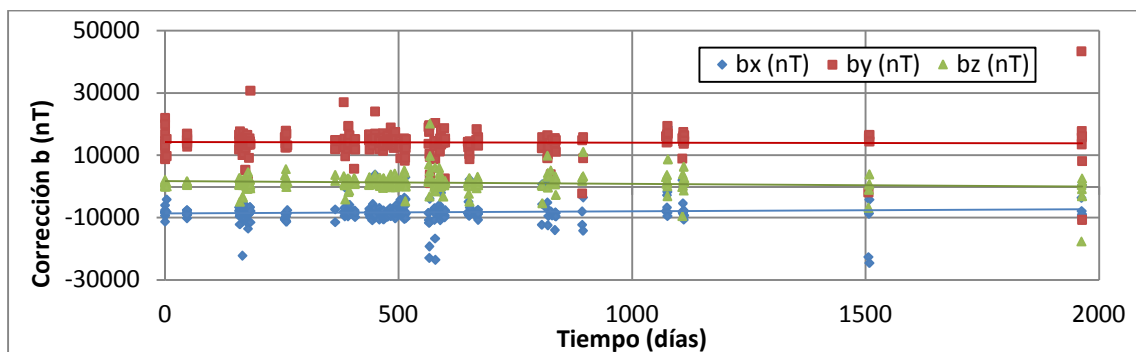


FIGURA 3.57 – Valores de corrección del margen de error, **b**, en cada eje (nT), para todas las TMs.

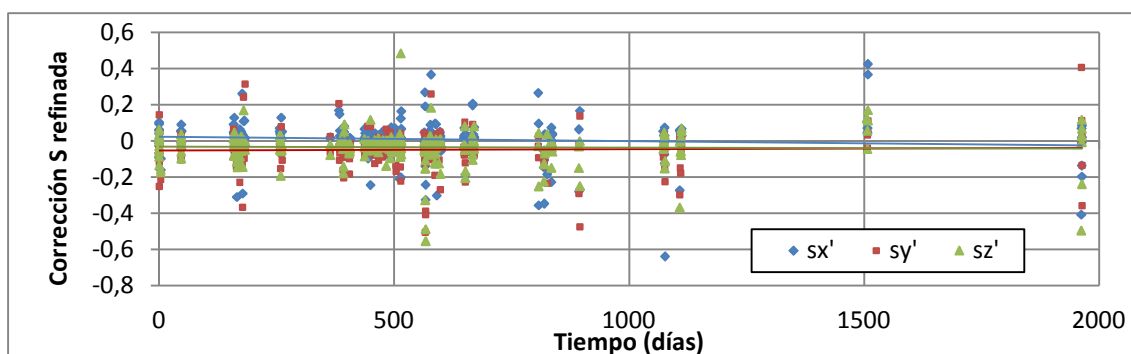


FIGURA 3.58 – Valores de corrección de los factores de escala, S , en cada eje, para todas las TMs. a) Antes del refinamiento (S_{REFINE}). b) Después del refinamiento (S_{REFINE}).

Se aplica una primera selección restrictiva sobre los datos, por la que no se aceptarán correcciones que dieran como resultado unos ajustes con errores máximos por encima de 1000 nT. Y en una segunda selección, se desecharán las correcciones de b mayores de 5000 nT, y las de S' (ya refinadas) mayores de 0.2, en relación al ajuste lineal. Con estas restricciones, se obtiene lo que se muestra en la FIGURA 3.59 y FIGURA 3.60 (Apéndice I):

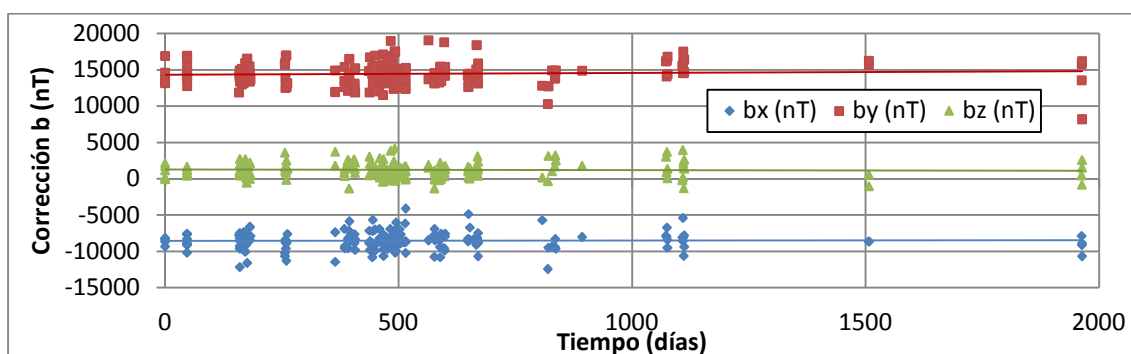


FIGURA 3.59 – Valores de corrección del margen de error, b , en cada eje (nT), para TMs seleccionadas.

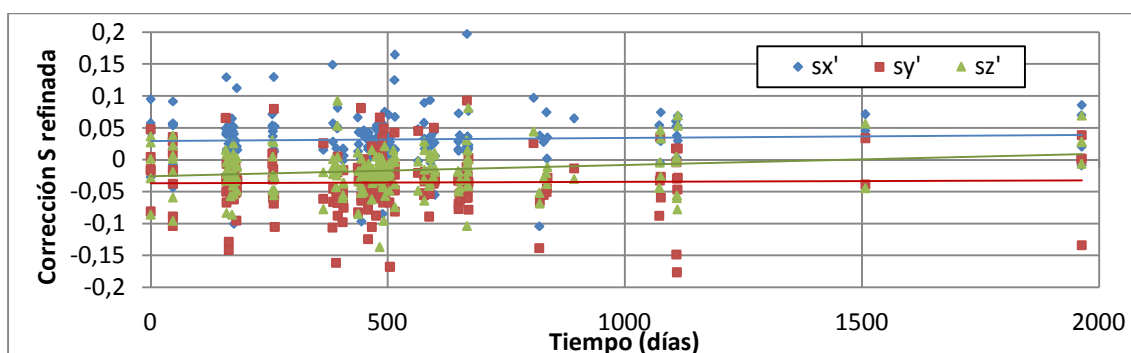


FIGURA 3.60 – Valores de corrección de los factores de escala, S , en cada eje, para TMs seleccionadas, (después del refinamiento).

La tendencia de estos valores y su desviación estándar son las mostradas en la TABLA 3.9.

Con la selección se está dejando fuera una porción insignificante de medidas, consideradas erróneas. Son unos márgenes muy amplios y la dispersión es muy grande: se refleja la enorme variedad de fuentes de error por tener alojado el SM_ACS dentro del cuerpo del satélite.

TABLA 3.9 – Valores numéricos del ajuste lineal de los parámetros de calibración en vuelo

	Corrección b			Corrección S'		
	Pendiente (nT/día)	Valor en el origen (nT)	Desviación estándar (nT)	Pendiente (1/día)	Valor en el origen (sin unidad)	Desviación estándar (sin unidad)
X	0.031518	-8530.6178	3786.6162	$0.4982 \cdot 10^{-5}$	0.029152	0.067106
Y	0.243571	14342.9303	4126.8482	$0.2110 \cdot 10^{-5}$	-0.036803	0.064205
Z	-0.071338	1260.1029	2724.7824	$1.7827 \cdot 10^{-5}$	-0.026173	0.057565

B) Degradación

Enfrentando los datos calculados a partir de las ecuaciones (126) al tiempo en que fueron medidos, tomando como inicio la primera medida realizada, obtendremos una función de la degradación dependiente del tiempo (FIGURA 3.61 y FIGURA 3.62, y TABLA 3.10).

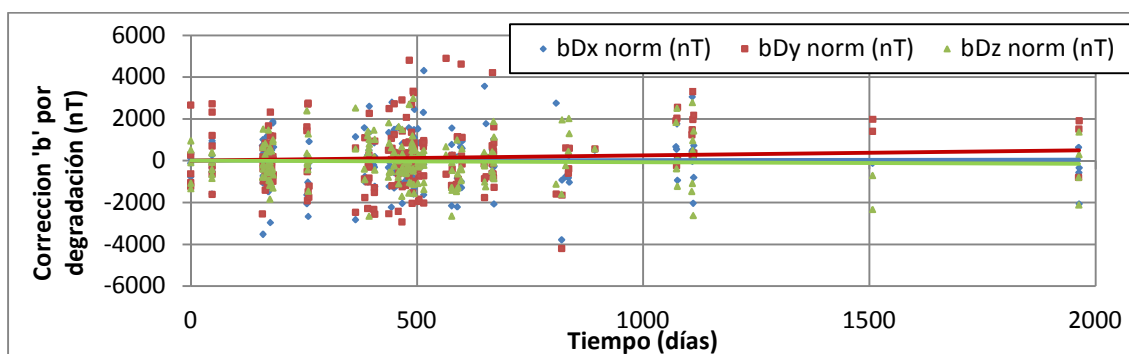
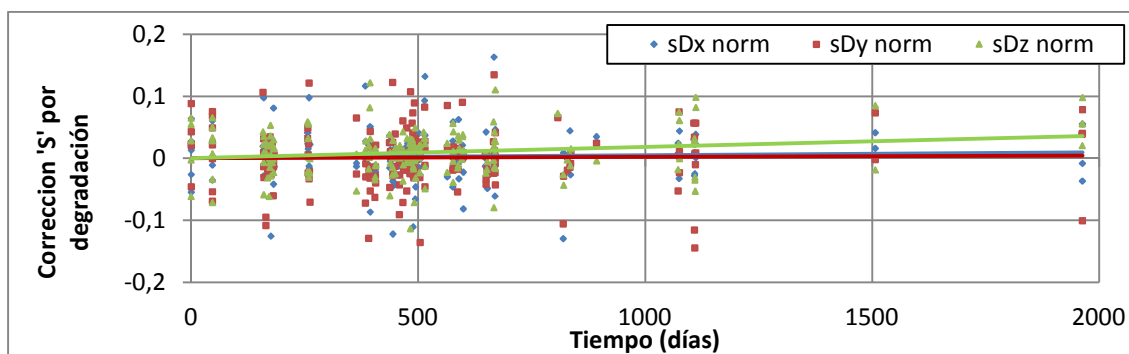
FIGURA 3.61 – Valores de corrección del margen de error, b_D , en cada eje (nT), debido a la degradación.FIGURA 3.62 – Valores de corrección de los factores de escala, S_D , en cada eje, debido a la degradación.

TABLA 3.10 – Valores numéricos del ajuste lineal de las correcciones debidas a la degradación

	Corrección b_D			Corrección S'_D		
	Pendiente (nT/día)	Valor en el origen (nT)	Desviación estándar (nT)	Pendiente (1/día)	Valor en el origen	Desviación estándar
X	0.030626	0	3679.3571	$0.4841 \cdot 10^{-5}$	0	0.106131
Y	0.252878	0	4284.5319	$0.2190 \cdot 10^{-5}$	0	0.100965
Z	-0.073255	0	2798.0147	$1.8306 \cdot 10^{-5}$	0	0.092310

Según se ha comentado, en el momento inicial del estudio de la degradación, tras el lanzamiento, toda desviación con el modelo fue corregida con la primera calibración en vuelo, pero la degradación fue considerada nula; a partir de ahí, toda desviación con el modelo es considerada degradación.

C) Orientación (actitud)

En NANOSAT-1B, el acondicionamiento al respecto de un posible cálculo de la actitud basado únicamente en medidas de un solo magnetómetro presenta algunas dificultades:

- No es un satélite con *spin* estabilizado, ni inercialmente fijo, lo que descarta prácticamente cualquier método de los descritos en la Sección 3.2, de estado del arte.
- A pesar de que podamos encontrar segmentos de trayectorias donde el satélite tenga un movimiento semejante a una rotación en un mismo eje (trabajando con *nst1b_find_spin.m*, similar a como hiciera el método DADMOT (Natanson et al., 1994)), no suelen cubrirse trayectorias lo suficientemente largas ni se alcanzan velocidades angulares lo suficientemente altas ni precisas como para que los métodos habituales basados en filtros de Kalman y filtros duales puedan funcionar.
- No se cuenta con sensores de rotación (giróscopos) con los que tratar de compensar la falta de *spin*, o las dificultades en la convergencia de los filtros de Kalman.

Por todas estas razones, se puede afirmar que un cálculo completo de la actitud basado únicamente en un magnetómetro acondicionado como lo está en NANOSAT-1B es imposible: las técnicas explicadas para el cálculo de los ángulos de Euler o el *spin* instantáneo no son suficientes para una determinación completa de la actitud.

3.4.2. Detección de eventos solares: Evento del 10 de marzo de 2011

Tras las etapas de verificación del proceso y la de calibración en vuelo, llega la etapa en la que se trata de detectar eventos solares, siguiendo los objetivos planteados: uno de los objetivos en este trabajo es probar la capacidad del instrumento magnético SM_ACS para detectar variaciones en el campo magnético de la Tierra debidas a fenómenos de meteorología espacial, aún a pesar de todas las limitaciones que sufre en NANOSAT-1B.

El hecho de que NANOSAT-1B lleve a bordo un espectrómetro de protones (el instrumento “Las Dos Torres”, LDT) puede servir para combinarse con las medidas magnéticas y obtener una precisión aún mejor en la detección de eventos solares.

Revisando los índices de meteorología espacial recogidos durante el tiempo de este estudio (Apéndice III), se comprueba que NANOSAT-1B ha sido testigo de algunos eventos solares

importantes. Como ejemplo de esto, se realiza un análisis de la eyección de masa coronal (CME) que impactó a la Tierra el 10 de marzo de 2011.

La vigilancia del entorno Sol-Tierra se intensificó durante esos días por toda la comunidad internacional, desde diversas agencias espaciales oficiales (NASA, ESA: satélites de observación SOHO, ACE, SDO, STEREO, etc.), hasta equipos de observación *amateur* o servicios de información¹⁹. La expectación fue aún mayor debido al gran terremoto de escala 8.9 y los consiguientes *tsunamis* que tuvieron lugar en Japón el día 11 de marzo de 2011, que provocaron la catástrofe nuclear de Fukushima, y que algunos (con cierto sensacionalismo y poco rigor científico) achacaron al impacto de la CME.

- **Cronología y parámetros del evento**

Los eventos solares fueron muy potentes y se sucedieron continuamente. Era la primera vez que ocurrían eventos así en cuatro años, lo que confirmaba la ascensión en el ciclo solar número 24, que se esperaba que llegara a su cenit en el entorno del año 2013.

Durante el 7 de marzo se detectó una erupción solar en el entorno de la mancha 1166, produciendo una fulguración de clase M2 y una CME brillante (*FIGURA 3.63*). La CME no estaba plenamente dirigida hacia la Tierra, si bien la nube podría producir variaciones en el campo magnético terrestre aunque no impactara de lleno; se previeron posibles tormentas geomagnéticas y auroras para los días 9 y 10.

Ese mismo día se registró también una nueva CME partiendo de la mancha solar 1164 a una velocidad de 2200 km/s, siendo la CME más rápida desde septiembre de 2005. Una pequeña componente de esta CME también podría impactar la Tierra para las mismas fechas.

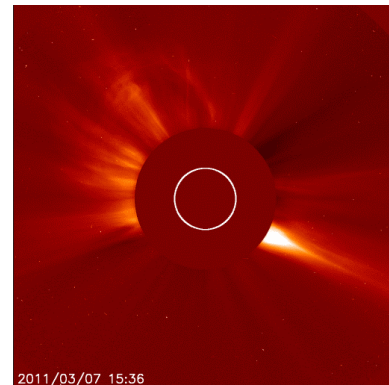


FIGURA 3.63 – Imagen de la erupción solar del 7 de marzo de 2011 (capturada por el satélite SOHO, <http://sohowww.nascom.nasa.gov/>, consultada en marzo 2015)

El día 8 de marzo se detectaron fulguraciones de clase X1, lo que activó definitivamente todas las alertas de los sistemas de observación solar.

El día 9 de marzo terminó con una potente fulguración: los satélites orbitando a la Tierra la detectaron y clasificaron como de clase X1.5, desde la mancha solar 1166.

Finalmente, a última hora del día 10 de marzo, la CME impactó contra el campo magnético terrestre, aunque débilmente, y provocó actividad geomagnética alrededor de los dos polos. Varios observatorios y satélites de observación registraron la actividad magnética de esta fecha y las circundantes.

¹⁹ <http://spaceweather.com/>, <http://solarham.net/>, <http://thewatchers.adorraeli.com/>, <http://www.space.com/>, etc., consultadas en marzo de 2015.

Se muestran a continuación los índices de meteorología espacial referentes al entorno del día 10 en la FIGURA 3.64 y en la FIGURA 3.65.

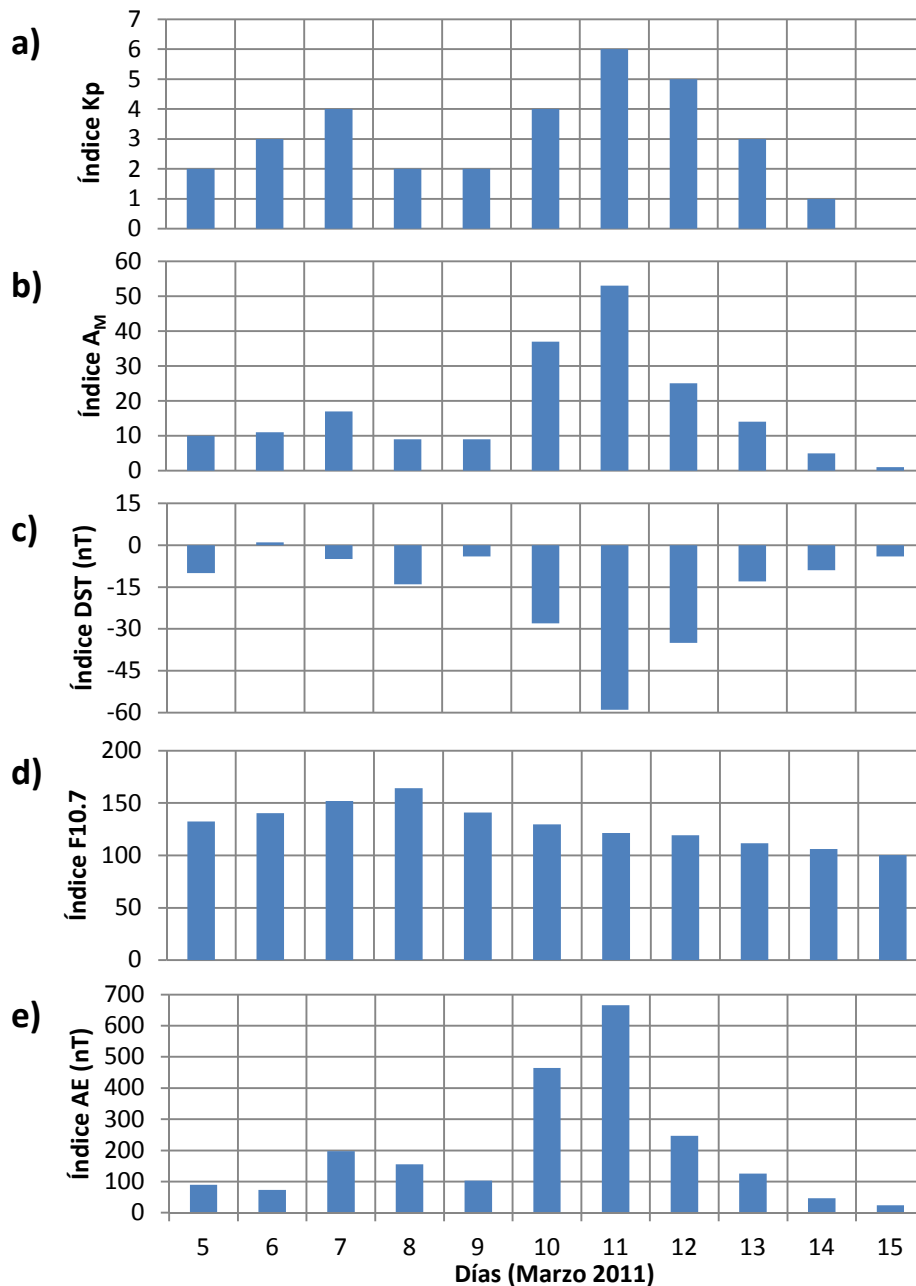


FIGURA 3.64 – Índices de meteorología espacial del 5 al 15 de marzo de 2011: a) Índice K_p; b) índice A_m; c) índice DST; d) índice F10.7; e) índice AE (<http://spaceweather.com/>)

Se puede ver por los índices de meteorología espacial cómo las fulguraciones solares ascendieron en intensidad hasta un máximo en los días 7 y 8 de marzo, según muestra el índice F10.7; los índices K_p, A_m, DST y AE confirman que la mayor actividad geomagnética en el entorno terrestre tuvo lugar entre los días 10 y 11 de marzo, tras el impacto de la CME, que tuvo lugar el día 10 según indica la mayor densidad de protones registrada. Se registró también un aumento en el campo magnético interplanetario que llegó a un máximo entre los días 10 y 11 de marzo, aunque el 11 se puede observar un descenso notable en la intensidad del campo magnético en dirección vertical (B_z), como suele ser habitual durante las tormentas solares.

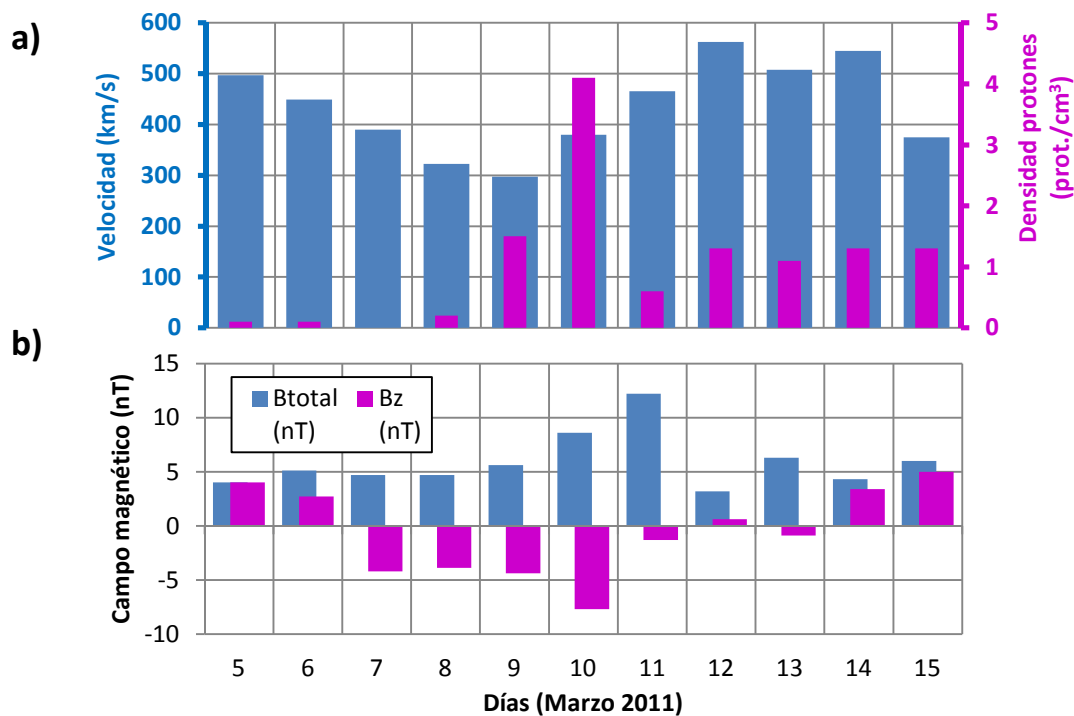


FIGURA 3.65 – Índices de meteorología espacial del 5 al 15 de marzo de 2011: a) Índice F10.7; b) velocidad del viento solar y densidad de protones; c) campo magnético interplanetario (<http://spaceweather.com/>)

- **Detección del evento mediante el instrumento magnético SM_ACS**

El espectrómetro LDT embarcado en NANOSAT-1B detectó un flujo de protones mayor que la tendencia habitual durante el impacto de la CME y en los dos días siguientes: esto confirmó de una manera directa que el satélite estuvo bajo los efectos del evento, con lo que la variación magnética también podría ser detectada.

Se cuenta con medidas en el entorno de los días del evento: medidas cortas (~1 min) de los días 7 al 11 y medidas largas (20 min) de los días 12 y 13 de marzo, tres de cada día. Se van a analizar estas TMs para tratar de detectar variaciones anormales, alejadas de la predicción de los modelos: el método de calibración descrito en este capítulo tiene errores, pero sigue siendo una función continua, al igual que el modelo WMM, que sólo refiere efectos de campo interno, con lo que se puede establecer que toda discontinuidad detectada será debida a efectos de campo externo (p. ej., tormentas).

En primer lugar, se desestiman las medidas cortas de los días 7, 8 y 9, previos al impacto de la CME, por motivos obvios; también se desestimarán las de los días 10 y 11, pues fueron tomadas en latitudes ecuatoriales (entre 10 y 20°S) y no se espera que ningún efecto de este tipo sea suficientemente visible en esas regiones para la sensibilidad del SM_ACS. Finalmente, las medidas del día 13 también serán desestimadas pues todos los índices de meteorología espacial indican que la tormenta es ya muy débil a partir del día 12.

Así pues, el análisis se centrará en las medidas largas tomadas el día 12, especialmente en las trayectorias que alcanzan latitudes altas, donde el índice AE nos indica que aún existe actividad geomagnética debida al impacto de la CME, que son:

1. NST1B_SMAG-12-03-2011 00-55-02.TM (TM1).
2. NST1B_SMAG-12-03-2011 07-10-02.TM (TM2).
3. NST1B_SMAG-12-03-2011 18-30-02.TM (TM3).

Se muestran en la FIGURA 3.66, y FIGURA 3.67 las calibraciones realizadas sobre las tres telemidas (programa *nst1b_meas_corrected.m*).

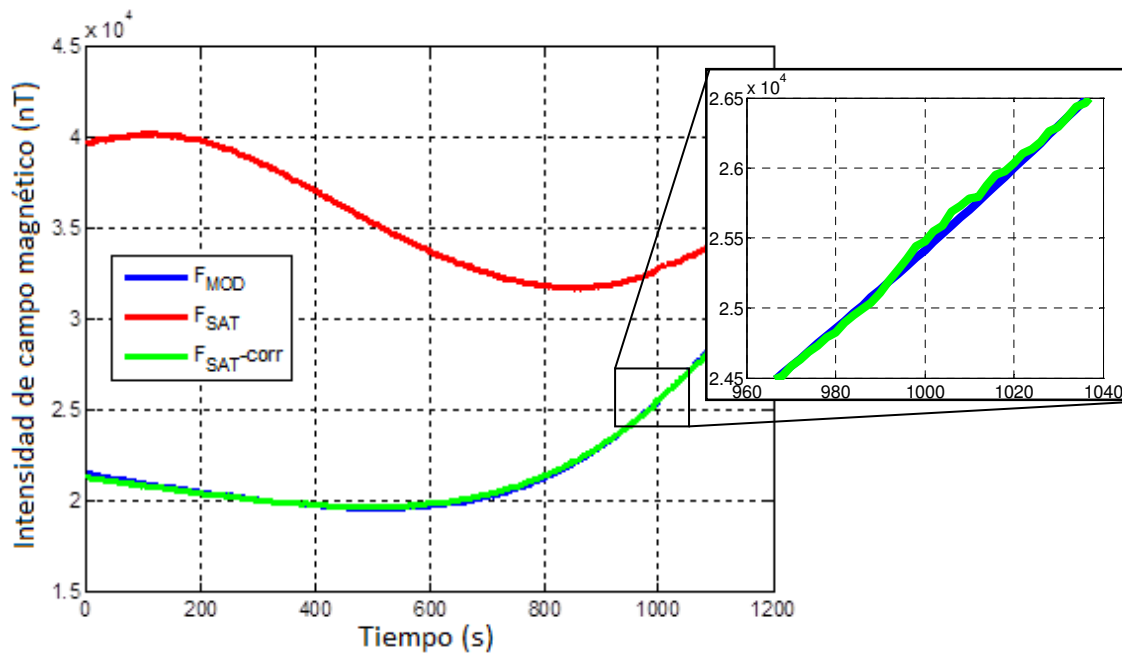


FIGURA 3.66 – Calibración sobre la telemida TM1. Azul: modelo; rojo: medida; verde: medida corregida. Detalle en el entorno de los 1000 s.

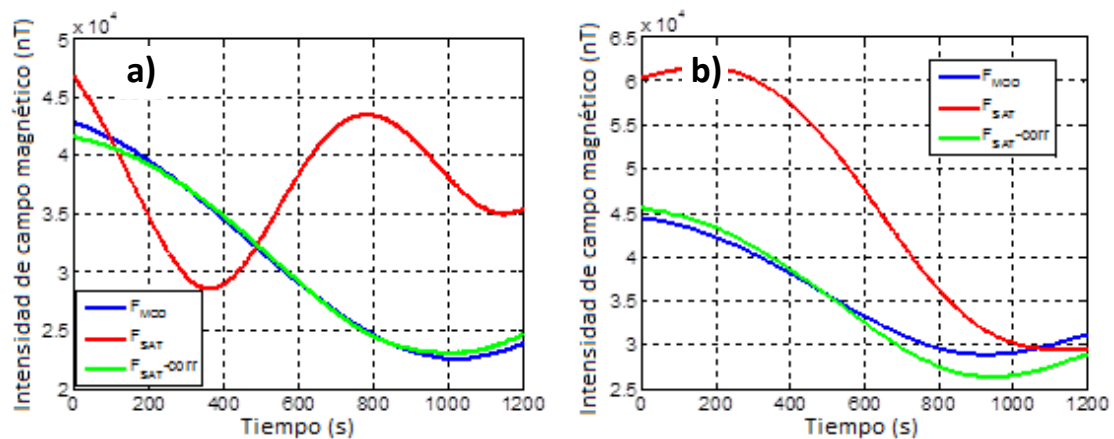


FIGURA 3.67 – Calibración sobre las telemidas: a) TM2; b) TM3. Azul: modelo; rojo: medida; verde: medida corregida.

Los valores de corrección utilizados en estas TMs son los descritos en la TABLA 3.11.

TABLA 3.11 – Correcciones de margen de error, factor de escala y refinamiento de las TMs del 12 de marzo de 2011

	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3	s ^s refinam.
NST1B_SMAG-12-03-2011 00-55-02.TM	-5933,78	13071,75	5966,31	0,117456	-0,168059	-0,098056	-0,02051
NST1B_SMAG-12-03-2011 07-10-02.TM	-8485,67	13250,16	-166,11	0,092172	-0,030192	0,017674	-0,05859
NST1B_SMAG-12-03-2011 18-30-02.TM	-7608,71	11238,07	3285,15	-0,082439	-0,138717	-0,186525	0,0625

Sobre estos valores se buscan discontinuidades de la siguiente manera: se calcula el error cometido con la calibración, restando el valor del modelo al de las medidas ya corregidas. Se calcula entonces la evolución del error mediante su gradiente temporal, restando a cada valor el valor anterior y promediando entre el tiempo entre medidas (periodo). A los valores resultantes se les aplica una media móvil, de manera que los valores más pronunciados son fácilmente reconocibles. El resultado de esto se muestra en la *FIGURA 3.68*.

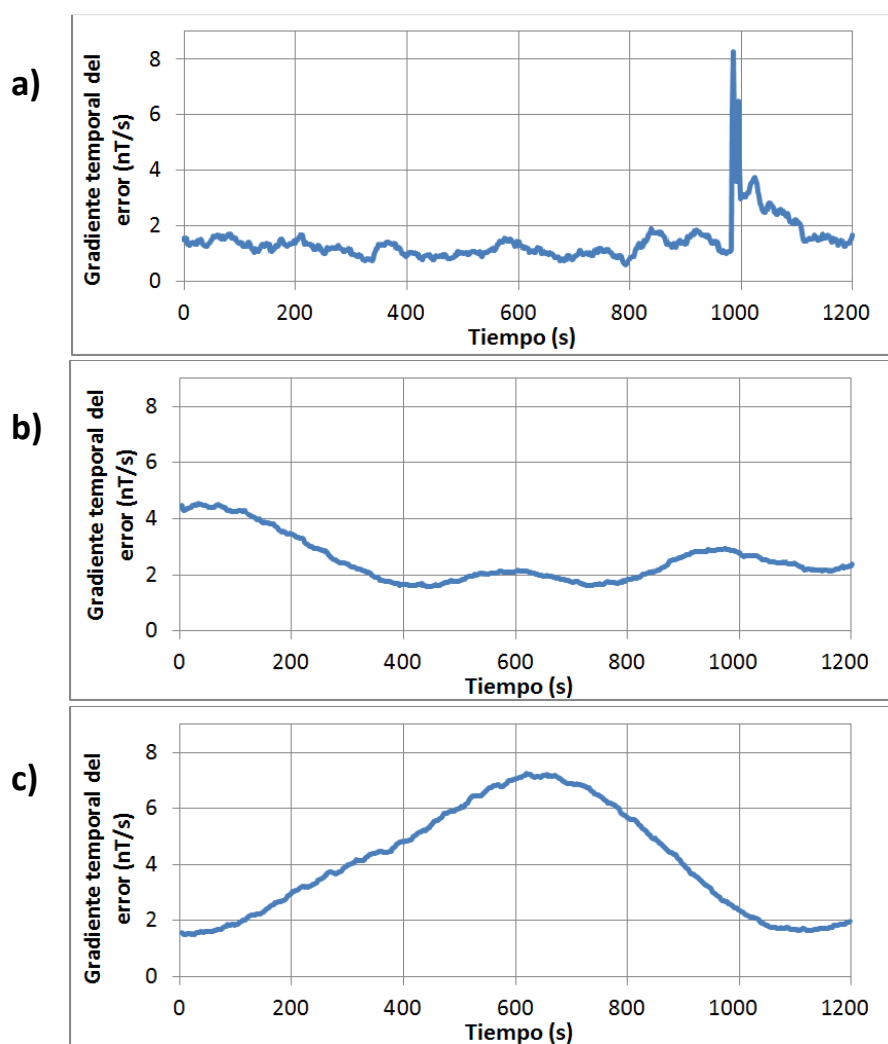


FIGURA 3.68 – Gradiente temporal del error de las calibraciones realizadas sobre las TMs magnéticas del 12 de marzo de 2011: a) TM1; b) TM2; c) TM3.

Sección 3.5. *Discusión*

- 3.5.1 – Calibración en órbita del instrumento magnético SM_ACS de NANOSAT-1B
 - A) Intensidad del campo magnético
 - B) Orientación (actitud)
 - 3.5.2 – Cálculo de la degradación de los sensores magnéticos COTS
 - 3.5.3 – Detección de eventos solares: Evento del 10 de marzo de 2011
-

El tratamiento de los datos magnéticos obtenidos por el SM_ACS en la órbita LEO ha comenzado con una serie de filtros y técnicas de *data mining* que han facilitado el análisis posterior. Este análisis de los datos filtrados ha permitido, en un primer paso, la calibración en órbita del instrumento, y a partir de ahí, el cálculo de la degradación de los magnetómetros y la aplicación de las capacidades del instrumento para la detección de eventos solares en el entorno de la órbita baja.

Los procesos de *data mining* en las diferentes misiones espaciales son tan extensos como difíciles de estandarizar (Coenen, 2004), pues cada misión presenta distintas condiciones y formas de manejar los datos; en todo caso, es habitual establecer unos protocolos repetitivos (automatizables) (por ejemplo, Higuchi & Ohtani, 2000), como los seguidos en este trabajo:



Este trabajo de arquitectura ETL (*Extract – Transform – Load*, (Kimball & Caserta, 2004)) ha permitido todos los demás resultados, que se discuten a continuación.

3.5.1. Calibración en órbita del instrumento magnético SM_ACS de NANOSAT-1B

A) Intensidad del campo magnético

La calibración en vuelo de la intensidad del campo magnético en este trabajo tiene como objetivo habilitar los magnetómetros para sus funciones dentro del sistema de control de actitud, pero también para poder ser utilizados en la detección de eventos solares en el entorno de la órbita baja terrestre.

Los métodos utilizados habitualmente para este tipo de calibración han evolucionado desde las explicaciones más simples mostradas en Wertz (1978), hasta el método más refinado, computacionalmente más eficiente, autónomo (y por lo tanto, apto para ser embarcado) y protegido frente a divergencias y ambigüedades, como es el método TWOSTEP (Alonso & Shuster, 2002-a,b,c). En la descripción del método TWOSTEP, Alonso y Shuster discuten por qué su método es mejor que el método de punto fijo o los algoritmos de Davenport o Acuña (Alonso & Shuster, 2002-b); también demuestran una precisión numérica del método de entre 4 y 13 nT en el margen de error, y de 0.0005 y 0.0013 en el factor de escala, con desviaciones estándar menores que 200 nT (para un satélite con *spin*).

En los trabajos con NANOSAT-1B se han utilizado algunos métodos novedosos que han sido de utilidad para el *data mining* y posterior tratamiento de los datos. También se ha desarrollado para este estudio el método V_SCAN, aunque no es válido para ser embarcado por su ineficiencia computacional y por su falta de precisión. Sin embargo, puede ser un recurso válido para el tratamiento de pocas medidas: los métodos estadísticos complejos, como el TWOSTEP, suelen requerir de una gran cantidad de datos. En todo caso, se propone utilizar el método V_SCAN partiendo del apoyo de las calibraciones del TWOSTEP como valores iniciales para la iteración, y sólo en casos de medidas cortas (< 1 min, 10 – 30 datos)

Haciendo uso del método TWOSTEP en la calibración en vuelo de NANOSAT-1B, la precisión alcanzada en cuanto al margen de error llega a ser de en torno a los 25 nT, y en el orden de 0.01 de factor de escala (con el refinamiento añadido). Sin embargo la dispersión de los datos de corrección es enorme, con una desviación estándar de entre 2500 y 4000 nT. Se atribuye esta condición principalmente al entorno magnéticamente contaminado que experimenta el instrumento SM_ACS dentro del cuerpo del satélite, aunque la mayor parte de las medidas se encuentra en un entorno de ± 500 nT de margen de error corregido.

En todo caso, a pesar de la dispersión, el estudio a lo largo de todos los años de vida del satélite ha hecho posible la observación de la tendencia de los parámetros de calibración mostrada en la FIGURA 3.59 y FIGURA 3.60.

Si bien la precisión alcanzada no consigue los buenos resultados demostrados por Alonso y Shuster, se puede afirmar que son suficientemente válidos para las funciones que se perseguían con la calibración en órbita del instrumento magnético. Por esta razón, se propone este método para ser implementado en el control de actitud del satélite y para ser añadido en la inteligencia embarcada en futuras misiones espaciales del INTA.

B) Orientación (actitud)

A pesar de la imposibilidad de un cálculo completo de la actitud basado únicamente en un magnetómetro según el acondicionamiento de NANOSAT-1B (frente a precisiones de hasta 0.5° con métodos como el DADMOT-RTSF), sí se puede aportar una funcionalidad extra a las medidas magnéticas del SM_ACS en cuanto a orientación: la orientación de ejes significativos.

B.1. Orientación de ejes significativos

En muchas ocasiones, el interés por la actitud del satélite puede limitarse a conocer la orientación de uno solo de sus ejes, p. ej.: el eje de apuntamiento de las antenas TX/RX. En NANOSAT-1B, el eje más significativo es el Z (eje longitudinal), eje de simetría del satélite, y en el que están situadas las antenas principales.

Mediante *nst1b_euler_angle.m* se calcula un solo conjunto de ángulos de Euler, que da lugar a una posición de los ejes que son generatrices de los conos de revolución donde se encuentran las soluciones reales de la actitud.

Si sólo interesa la orientación de un determinado eje significativo (p. ej., el Z_{SAT}), si bien no se puede determinar completamente toda la actitud de NANOSAT-1B únicamente con los datos de su instrumento SM_ACS, sí se puede establecer si dicho eje significativo se encuentra dirigido hacia el campo geomagnético, con un error en ángulo conocido, sin importar qué pueda estar ocurriendo en los otros dos ejes coordenados. Si este ángulo es suficientemente pequeño, se podrá establecer que el eje significativo se encuentra orientado hacia el vector campo magnético, lo que es de utilidad para casos como los siguientes:

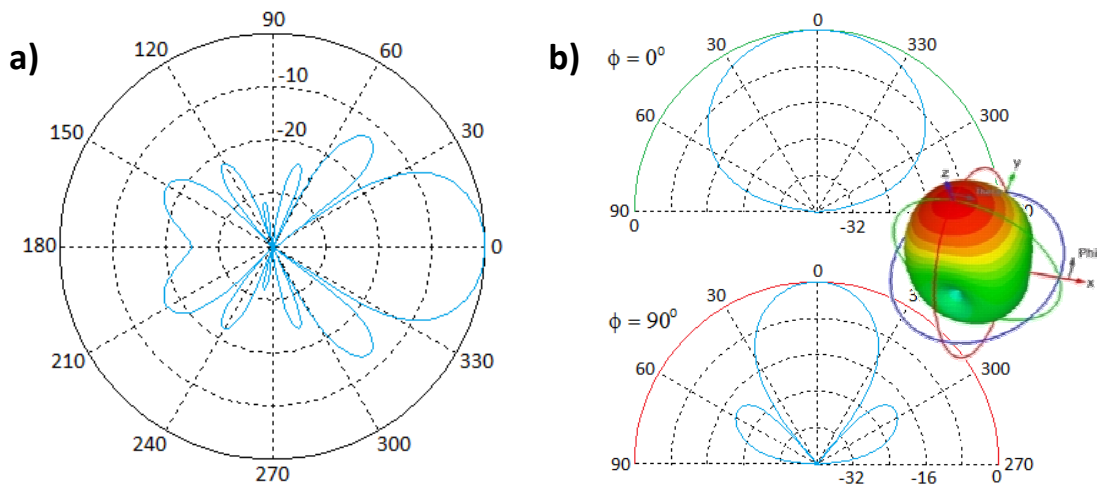
- **Puesta a cero de la posición del satélite:** por diversas razones, NANOSAT-1B puede encontrarse en un movimiento descontrolado que no permita unas medidas o una generación de potencia estabilizadas. Por ello, puede convenir frenar dicho movimiento, para a continuación buscar una orientación más conveniente.

Una forma de hacer esto consiste en orientar el satélite hacia el campo magnético de la Tierra, mediante la activación de los actuadores correspondientes. Utilizando *nst1b_euler_angle.m* y determinando el ángulo entre alguno de los ejes principales y el campo magnético, se podrá identificar en qué momento este es máximo, habiéndose logrado el apuntamiento buscado.

- **Transmisión y recepción de datos adecuada:** NANOSAT-1B tiene sus antenas principales apuntando en el eje $-Z_{SAT}$. Estas antenas son de dos tipos: la antena principal, helicoidal, y dos antenas de parche (*microstrip*) (FIGURA 1.21). Se describe en la FIGURA 3.69 sus patrones de emisión típicos.

En la órbita de NANOSAT-1B sobre la vertical del Centro de Control, en Torrejón de Ardoz (latitud $40.4555420^\circ N$, longitud $3.4752188^\circ W$, altitud ~ 624 km), el campo magnético terrestre tiene las siguientes características (se muestran aquí las referidas al 14 de febrero de 2015, como ejemplo característico):

- Declinación: $D = (-2.1506 \pm 0.37)^\circ$
- Inclinação: $I = (54.8861 \pm 0.22)^\circ$
- Componente horizontal: $H = (19301.8 \pm 133) \text{ nT}$
- Componente vertical: $Z = (27449.5 \pm 165) \text{ nT}$
- Componente Norte: $X = (19288.2 \pm 138) \text{ nT}$
- Componente Este: $Y = (-724.3 \pm 89) \text{ nT}$
- Intensidad total: $F = (33556.4 \pm 152) \text{ nT}$



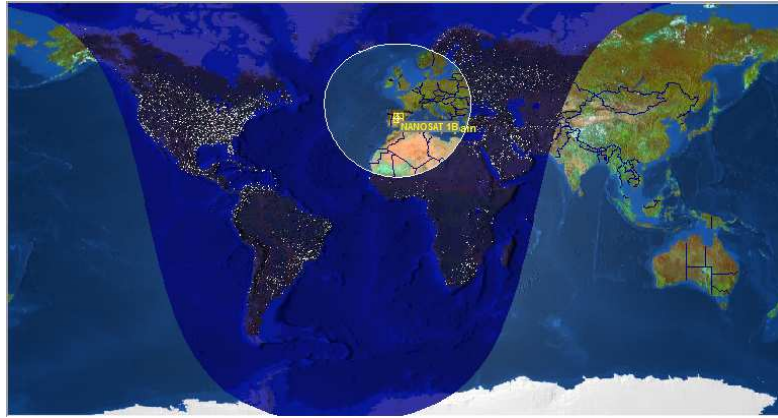


FIGURA 3.70 – Área donde la elevación de NANOSAT-1B es positiva, visto desde el Centro de Control.

En toda el área marcada en la FIGURA 3.70 no se pueden tomar medidas magnéticas, con lo que no se podrá aplicar directamente esta técnica de apuntamiento. Sin embargo, en condiciones de rotación lenta del satélite, se puede considerar que el apuntamiento no variará notablemente entre los límites de esa área prohibida (donde sí se puede medir y activar los actuadores) y la vertical sobre el Centro de Control, con lo que se podría actuar sobre la orientación del eje $-Z_{SAT}$ justo antes de entrar en el área prohibida.

Pueden existir otras aplicaciones tecnológicas donde el conocimiento de la actitud completa del satélite no sea necesaria y baste con conocer la orientación de algún eje significativo en concreto. En estas situaciones habituales, conocer la orientación de estos ejes exige menos requerimientos que una calibración completa, con lo que el método directo de cálculo de los ángulos de Euler (*nst1b_euler_angel.m*) puede ser válido.

■ Ejemplo

Primer dato de la telemida NST1B_SMAG-17-01-2010 19-29-02.TM. Esta telemida se tomó a las 19:09:09 del día 17 de enero de 2010, en la posición 74.4555958°N, 85.3156892°E (regiones polares), a unos 610.42 km de altitud.

En ese punto, el campo magnético según el modelo tiene las siguientes características:

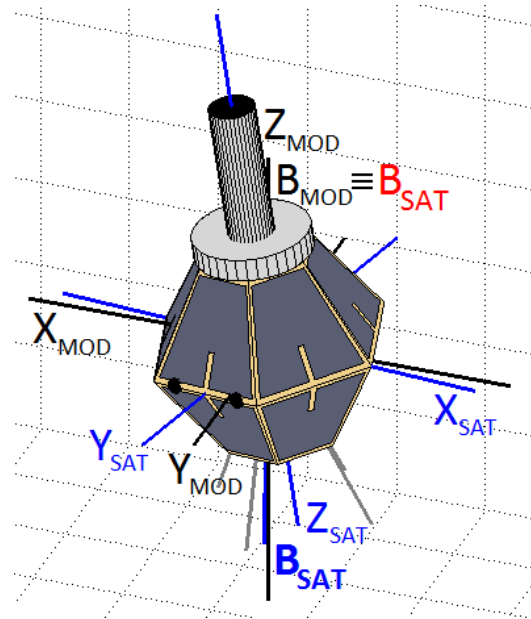
- *Declinación:* $D = 16.0952937^\circ$
- *Inclinación:* $I = 84.2025857^\circ$
- *Componente horizontal:* $H = 4556.26205 \text{ nT}$
- *Componente vertical:* $Z = 44875.7078 \text{ nT}$
- *Componente Norte:* $X = 4377.66537 \text{ nT}$
- *Componente Este:* $Y = 1263.15865 \text{ nT}$
- *Intensidad total:* $F = 45106.415 \text{ nT}$

Para esta medida se aportan los siguientes valores de corrección del margen de error, factor de escala y refinamiento, según se han calculado en las secciones anteriores:

$$b = \begin{bmatrix} -7881.89 \\ 13582.99 \\ 1047.10 \end{bmatrix} \text{ nT}, \quad S = \begin{bmatrix} 0.0235938 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0548238 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0239528 \end{bmatrix}, \quad S_{\text{ref.}} = -0.0019531$$

Aplicando *nst1b_euler_angle.m*, se ve que el ángulo que forma su eje $-Z_{SAT}$ con el campo magnético es de 2.1089° , que, dada la inclinación, será de $(3.6885-7.9063)^\circ$ con la vertical. Puesto que el sistema de referencia del modelo tiene su eje Z apuntando hacia el nadir (hacia abajo), podemos aproximar de manera notable que NANOSAT-1B estaba apuntando hacia tierra en esa época.

FIGURA 3.71 – Una de las posibles posiciones de apuntamiento de NANOSAT-1B (NST1B_SMAG-17-01-2010 19-29-02.TM), separada en un ángulo de 2.1089° del vector de campo magnético del modelo.



■

3.5.2. Cálculo de la degradación de los sensores magnéticos COTS

Atendiendo únicamente a la variación de las correcciones por degradación que se mostraron en la TABLA 3.10, y trabajando en términos anuales, se calcula que las medidas se degradan en intensidad total en torno a los 96.74 nT/año, requiriendo una corrección de escala de 0.0069 año^{-1} (0.69%) y determinando unas degradaciones máximas por eje de **102.58 nT/año** (TABLA 3.12). Estas cantidades son cotas superiores de la degradación calculada, pues no es posible distinguir la porción de esa cantidad debida a campos externos contaminantes (que no están relacionados con la degradación del sensor) de la porción debida a fallos en la ganancia (que sí está relacionado directamente con daños estructurales y electrónicos por degradación). Para poder hacer esa distinción, se debería poder calibrar cada aspecto por separado: la ganancia con pulsos magnéticos conocidos y el *offset* con campos magnéticos aplicados en sentido positivo y negativo de una misma dirección; un sistema más versátil que las bobinas de *offset* internas en cada sensor AMR (Sección 1.4) debería haber sido implementado en la tarjeta para conseguir este fin.

Teniendo en cuenta que la propia variación secular de los modelos de campo geomagnético y sus otras imprecisiones provocan un error de alrededor de 13.3 nT/año en la órbita baja (McLean et al., 2004; Maus et al., 2009), se tiene que la imprecisión del instrumento SM_ACS debida a la degradación es, en el peor caso, 7 veces superior.

Sin embargo, en términos absolutos, la degradación del instrumento se encuentra en el mismo orden de magnitud que la imprecisión del modelo (~ 150 nT en la intensidad total de campo magnético) y también por debajo del orden de magnitud de los fenómenos de meteorología espacial que interesa observar en órbita LEO ($\sim 150 - 200$ nT).

- **Efectos físicos de la degradación**

Los efectos físicos que aparecen sobre los elementos sensores de los propios magnetómetros AMR (las tiras de Permalloy) y causan la degradación mensurable aún no están claros. Se estiman dos causas principalmente: los cambios en temperatura y la radiación.

En relación a la temperatura, si bien el entorno espacial es extremo, las condiciones de temperatura de los sistemas electrónicos en el interior del cuerpo del satélite siempre se mantienen en un margen controlado: entre 10 y 20 °C, según indican todas las lecturas. Cabría pensar que durante el lanzamiento se pudieran haber sufrido temperaturas más intensas; sin embargo, todos los sistemas dentro de los cohetes – lanzadera se encuentran apantallados y se cuenta con inercia térmica, con lo que se estima que no se superan los 60 – 70 °C. En todo caso, de ser esta la causa, sería compensada en la primera calibración en órbita con lo que no volvería a observarse un incremento en la degradación. Por estos motivos, se desestiman los efectos de la temperatura como causa de la degradación en el *offset*.

En relación a la radiación, en el propio Laboratorio de Magnetismo Espacial del INTA se está investigando el efecto de la radiación gamma sobre cintas amorfas de Permalloy (similares al núcleo de los HMC1021S utilizados en el SM_ACS), donde se observa un aumento de hasta el 20% en la imanación de saturación de los materiales, M_s , bajo irradiaciones intensas del orden de 30 krad y superiores. Esto se atribuye a recocidos locales en las cintas con su consiguiente imanación en la presencia del campo generado por las moléculas colindantes (Chen, 1977). Este trabajo está aún pendiente de publicación.

Ya se indicó en la ecuación (9), del modelo Stoner-Wohlfarth (Wohlfarth, 1958), la relación existente entre esta M_s y la energía magnética; en la publicación de Díaz-Michelena et al., 2015(b) se describe la dependencia del efecto magnetorresistivo con la M_s (ecuación (127)):

$$\begin{aligned} R_{SET} &= R_{\Delta} \cdot \sin^2 \left[\arccos \left(\frac{M_s H}{2K} \right) - \frac{\pi}{4} \right] \\ R_{RESET} &= R_{\Delta} \cdot \cos^2 \left[\arccos \left(\frac{M_s H}{2K} \right) - \frac{\pi}{4} \right] \end{aligned} \quad (127)$$

Siendo R_{Δ} la contribución magnetorresistiva, K la constante de anisotropía y H el campo magnético aplicado. Además, en este caso la constante de anisotropía K se puede expresar como: $K = (NM_s^2)/\mu_0$, con lo que queda una dependencia con $1/M_s$ en el argumento de los arcocosenos. Esto podría suponer alguna relación entre los efectos de la radiación sobre el Permalloy de los HMC1021S y la variación en sus respuestas, en forma de degradación de la medida. No obstante, esta relación no ha podido ser calculada con exactitud todavía y en NANOSAT-1B no se cuenta con los medios necesarios para obtener una solución precisa de este problema.

Como aproximación, sabemos que una variación del 20% en M_s como la contemplada en los tests arriba comentados supondría un cambio en el efecto magnetorresistivo insignificante (del orden de $10^{-14} \Omega$, según los órdenes habituales de las magnitudes implicadas). Más aún, según las medidas recogidas por los monitores de radiación a bordo de NANOSAT-1B (MI-RadFET y Las Dos Torres), se estima que la dosis de radiación recibida por el satélite es de 85

rad/año, con un error aproximado del 15 %, muy por debajo de los valores de los tests de irradiación comentados (30 krad y superiores), lo que hace suponer que sus efectos sobre la respuesta del sensor aún son menores. Por ello, también se declina la opción de la radiación como fuente de la degradación.

- **Degradación de los sensores SM1..4 por separado**

Como se explicó anteriormente, las medidas resultantes aportadas por el instrumento SM_ACS son un promedio de los cuatro sensores magnéticos SM1..4, de manera que se aprovecha la redundancia que estos ofrecen. Gracias al programa de lectura de TMs (*nst1b_read_tm.m*), se pueden deducir los valores de ingeniería equivalentes a la tasa de degradación que se han calculado. Se utilizarán los parámetros de calibración calculados para NST1B_SMAG-17-12-2014 17-51-41.TM, última TM registrada, a la temperatura de 24.17 °C: aplicando el sentido inverso, se calcula la degradación para cada sensor SM1..4 (TABLA 3.12).

TABLA 3.12 – Degradación anual de los sensores magnéticos de SM_ACS (en magnitudes físicas y de ingeniería). (Ganancia de los amplificadores de instrumentación²⁰ = 267.6667)

Degradación anual	X	Y	Z	SM1	SM2	SM3	SM4
b_D (nT/año)	11.1785	92.3005	-26.7381	102.58	-32.03	89.80	-52.67
b_D (aprox.) (mV/año)	-	-	-	2.9214	-0.9208	2.5431	-1.4762

Otra aproximación para conocer en qué manera afecta esta degradación a cada sensor magnético por separado es la siguiente: en la FIGURA 3.72 se muestran las medidas de intensidad magnética total (F) obtenidas por los sensores tres a tres (“tríadas”: 1-2-3, 1-2-4, 1-3-4, 2-3-4) al comienzo (NST1B_SMAG-02-08-2009 03-11-01.TM) y al final (NST1B_SMAG-17-12-2014 17-51-41.TM) de la época estudiada, sin ninguna corrección aplicada.

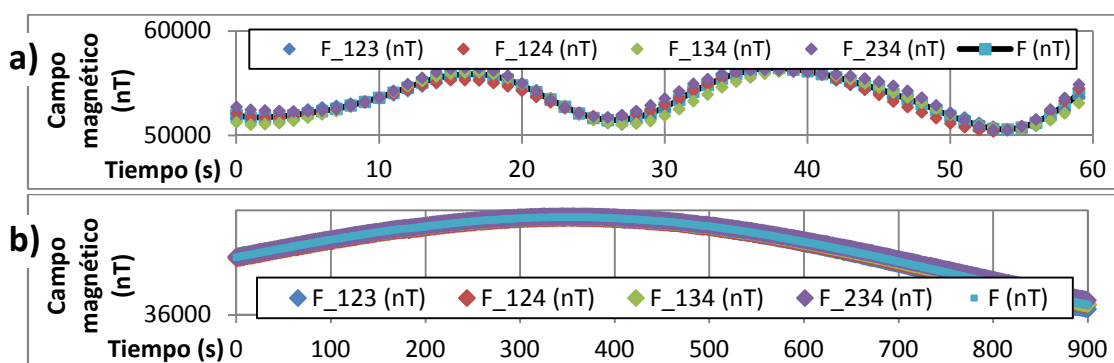


FIGURA 3.72 – Campo magnético medido por cada tríada de sensores, y promedios (resultado utilizado): a) NST1B_SMAG-02-08-2009 03-11-01.TM; b) NST1B_SMAG-17-12-2014 17-51-41.TM.

²⁰ Cada sensor magnético, SM1..4, está acondicionado con un amplificador de instrumentación de tres operacionales, con resistencias de carga de 100K Ω y una resistencia de ganancia de 750 Ω ; así pues, la ganancia equivale a:

$$G = 1 + \frac{2 \cdot 100K}{750} = 267.6667$$

Para estudiar la evolución de cada sensor magnético por separado a partir de las gráficas recogidas en la FIGURA 3.72, se comparan por un lado el error de cada tríada en las TMs inicial y final (FIGURA 3.73), y por otro lado, el promedio de los errores de cada tríada, también para las TMs inicial y final (FIGURA 3.74):

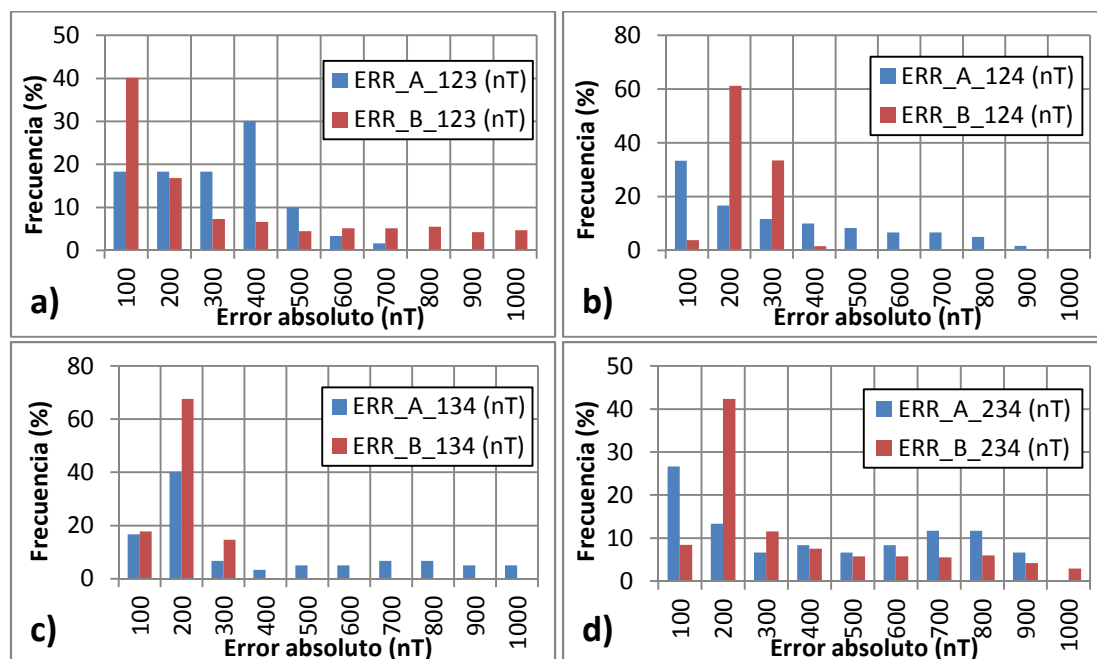


FIGURA 3.73 – Histogramas de errores de cada tríada con el valor promedio F: a) 123; b) 124; c) 134; d) 234. ‘A’ se refiere a la TM inicial (NST1B_SMAG-02-08-2009 03-11-01.TM), y ‘B’ se refiere a la última TM analizada (NST1B_SMAG-17-12-2014 17-51-41.TM).

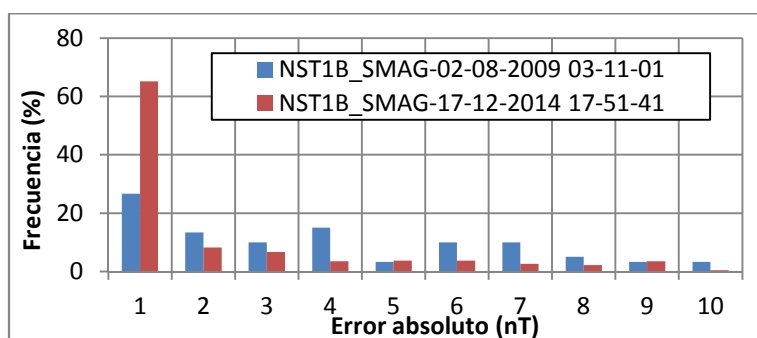


FIGURA 3.74 – Histograma del promedio de los errores entre las tríadas y el valor promedio F.

Analizando los histogramas que comparan los errores de cada tríada con respecto al valor promedio de la intensidad de campo (FIGURA 3.73) no se observa ninguna tendencia especial que indique que alguno de los sensores se ha degradado a mayor ritmo que los demás: de haber sido así, los histogramas con el error cometido por las tríadas que incluyeran a ese sensor más degradado presentarían peores resultados; sin embargo, los errores se distribuyen de manera similar al inicio y al final de la campaña de medidas estudiadas. Ocurre de manera similar con otras TMs analizadas, comparando las iniciales con las finales.

Esta conclusión se repite comparando los promedios de las cuatro tríadas para la medida inicial y la final (FIGURA 3.74): al promediar, el error cometido se encuentra siempre por debajo de 10 nT, al inicio y al final. Se muestran en la siguiente TABLA 3.13 algunos parámetros de ambos conjuntos de datos que dan una idea de la similitud que existe entre los dos:

TABLA 3.13 – Parámetros del error entre los promedios de las tríadas y el valor promedio de F

	NST1B_SMAG-02-08-2009 03-11-01	NST1B_SMAG-17-12-2014 17-51-41
Error promedio (nT)	3.3527	1.7268
Rango de error (nT)	± 10	± 10
Desviación estándar (nT)	2.7590	2.3313

Según lo observado en la TABLA 3.12, los valores de la degradación de cada sensor (entre 30 y 100 nT/año) son suficientemente pequeños como para poder ser soportados a largo plazo: el rango dinámico de los sensores magnéticos no sufriría limitaciones notables. En todo caso, los sensores deberán seguir siendo calibrados para eliminar estos errores.

En la TABLA 3.13 se ve que todos los parámetros del error de ambas TM son muy semejantes (< 10 nT), no apreciándose diferencias sustanciales entre ellas, y se encuentran por debajo del margen de error con el que trabaja el instrumento. Esto indica que los cuatro sensores magnéticos, SM1..4, se han degradado al mismo ritmo.

A la vista de ambas conclusiones, se puede determinar que la validación definitiva de los sensores magnéticos AMR COTS utilizados en el instrumento magnético SM_ACS, queda confirmada.

3.5.3. Detección de eventos solares: Evento del 10 de marzo de 2011

El proceso de calibración en órbita va encaminado a mejorar la precisión en las medidas magnéticas y en la determinación de la actitud (aunque se haya concluido que en NANOSAT-1B no es suficiente sólo con el magnetómetro); gracias a esto, también es posible detectar fenómenos de meteorología espacial (Cerdán & Díaz Michelena, 2011(b)). El estudio de estos eventos en órbitas bajas terrestres puede añadir información de utilidad para prevenir contingencias en tierra y preservar las tecnologías de catástrofes naturales (Iglseider et al., 1995; Cheng & Kuo, 2006).

Estos fenómenos pueden generar cambios en el campo geomagnético del orden de los 10-100 nT en el entorno de la órbita LEO, por lo que se puede asegurar que el objetivo es plausible, dado que la precisión del SM_ACS está en ese mismo orden.

La existencia de un evento solar de gran magnitud el 10 de marzo de 2011 se confirma con los registros que se tienen de los observatorios magnéticos en tierra y en órbita. Se muestran a continuación algunos registros de este evento que guarda la red internacional de observatorios magnéticos, Intermagnet (<http://www.intermagnet.org>): en el hemisferio Norte se muestran los datos de los observatorios de Fort Churchill (FCC, Canadá) (FIGURA 3.75) y de Novosibirsk (NVS, Rusia) (FIGURA 3.76). En el hemisferio Sur se muestran los registros de los observatorios Akademik Vernadsky (AIA, Antártida, gestionado por Ucrania) (FIGURA 3.77) y Port Stanley (PST, Islas Malvinas) (FIGURA 3.78). También se añaden los datos de los satélites de observación GOES-13 y GOES-15 (FIGURA 3.79).

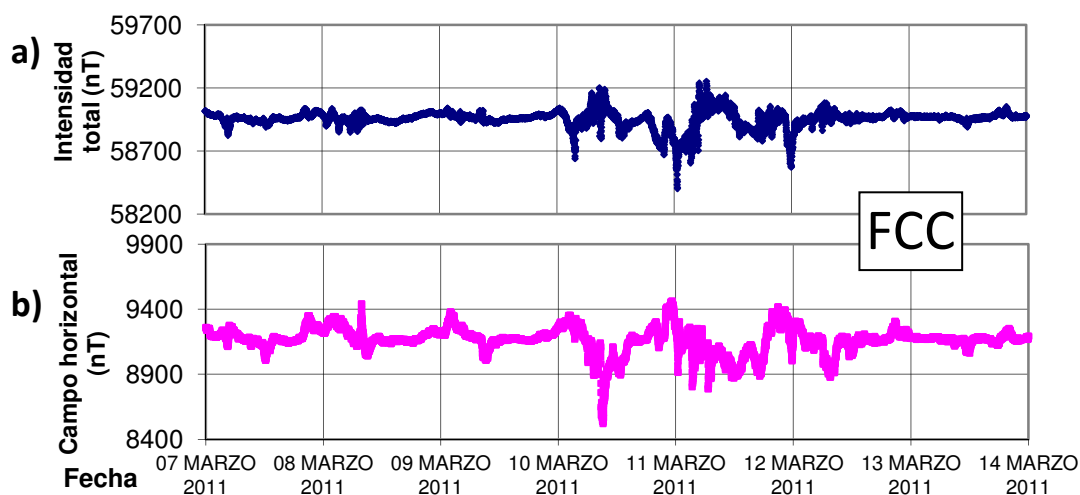


FIGURA 3.75 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Observatorio Fort Churchill (FCC, Churchill, Canadá) (<http://www.intermagnet.org>): a) Intensidad total de campo magnético (nT); b) campo magnético horizontal (nT) (datos cada 1 min)

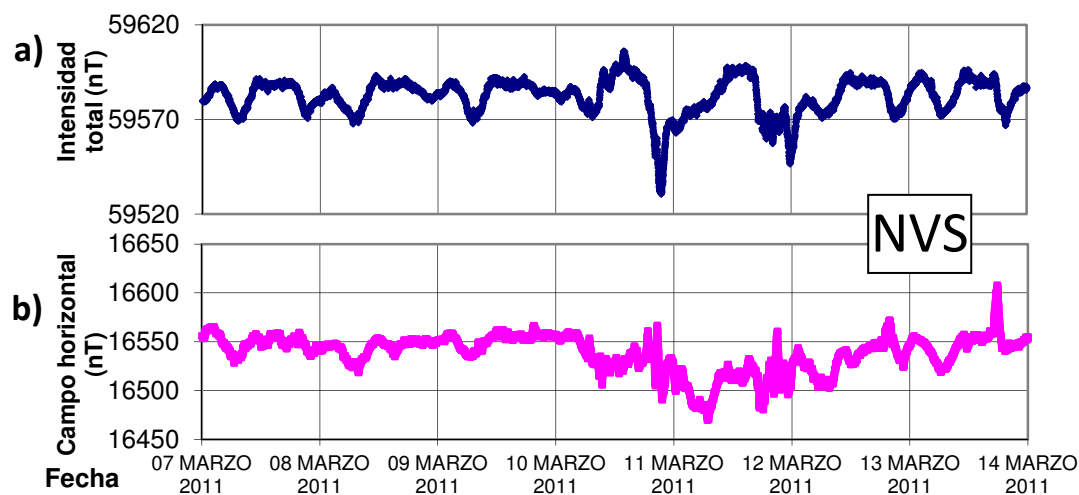


FIGURA 3.76 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Observatorio Novosibirsk (NVS, Klyuchi, Novosibirsk, Rusia) (<http://www.intermagnet.org>): a) Intensidad total de campo magnético (nT); b) campo magnético horizontal (nT) (datos cada 1 min)

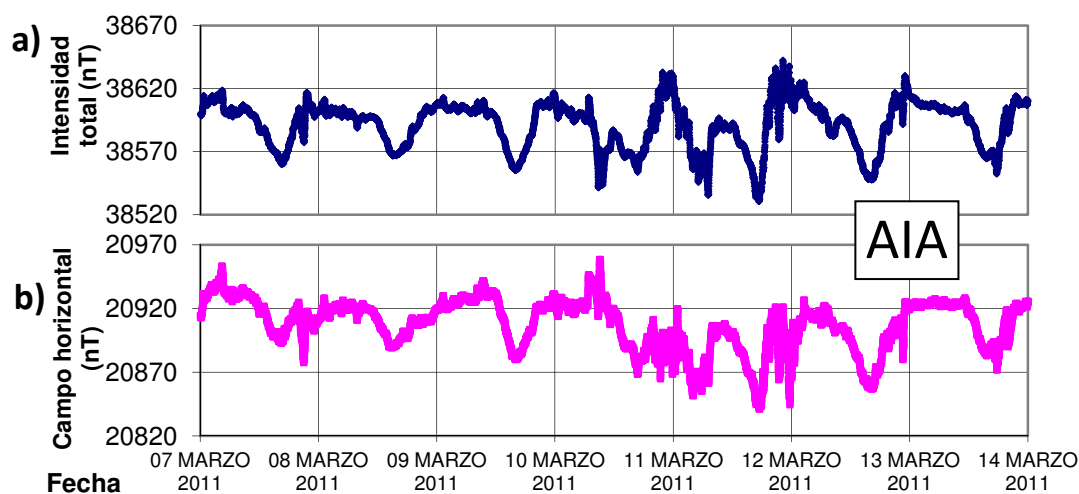


FIGURA 3.77 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Observatorio Argentine Islands (AIA, Akademik Vernadsky base, Antártida, operado por Ucrania) (<http://www.intermagnet.org>): a) Intensidad total de campo magnético (nT); b) campo magnético horizontal (nT) (datos cada 1 min)

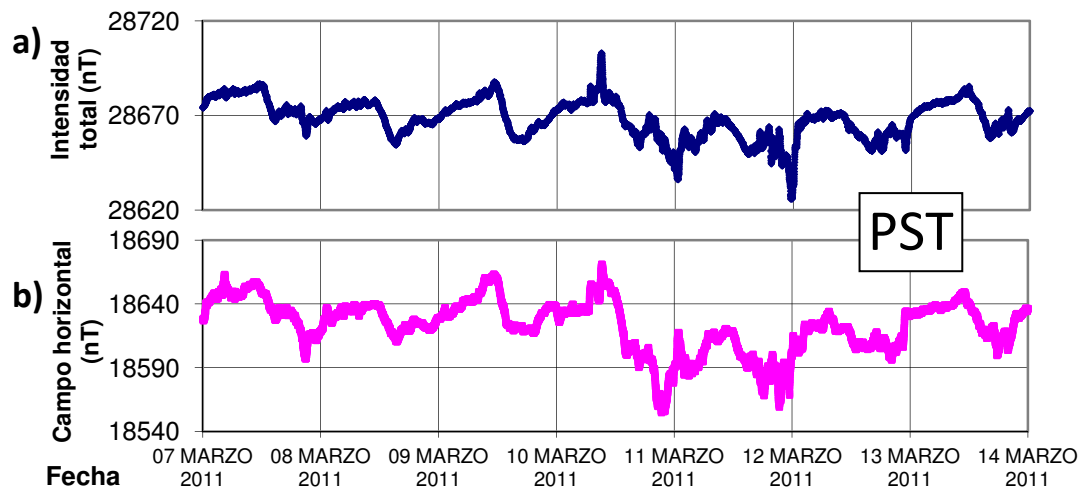


FIGURA 3.78 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Observatorio Port Stanley (PST, Islas Malvinas, Reino Unido) (<http://www.intermagnet.org>): a) Intensidad total de campo magnético (nT); b) campo magnético horizontal (nT) (datos cada 1 min)

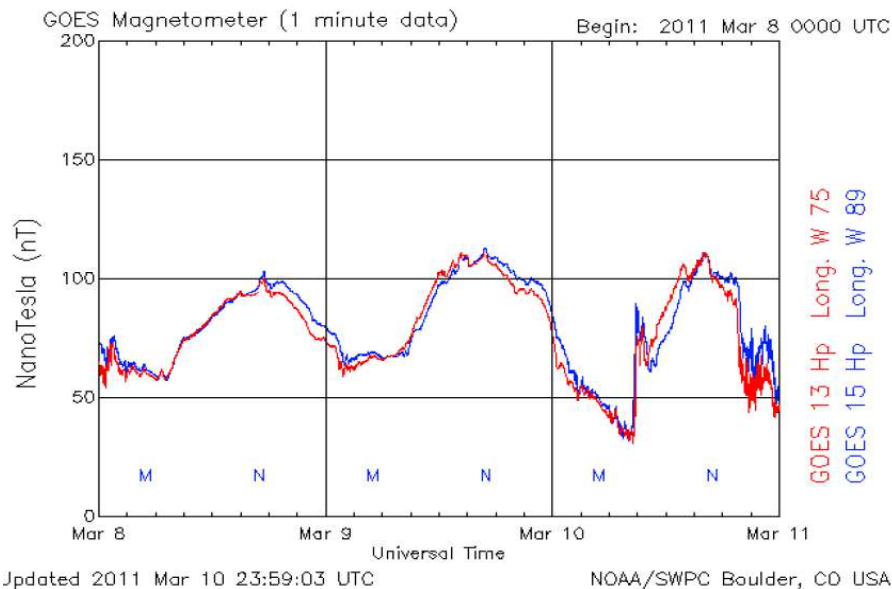


FIGURA 3.79 – Variación magnética en el entorno del 10 de marzo de 2011: Satélites de observación GOES-13 y GOES-15 (<http://goes.gsfc.nasa.gov/>)

Se puede observar que las perturbaciones de campo externo durante el 10 de marzo alcanzaron picos muy notables, llegándose a los 250 nT en algunos momentos. Pero aún después del evento, a partir del 11 de marzo, el campo magnético terrestre todavía continuó reverberando hasta pasados dos días, con la aparición de efectos de la tormenta por todas las zonas polares (del orden de los 100 nT) y de auroras en latitudes tan bajas como los 47°N. Además, se volvió a anunciar la llegada de una corriente de viento solar para los días 12 o 13 de marzo, con un 35% de probabilidad de actividad geomagnética.

Los satélites GOES, de observación en órbita baja, son buenos ejemplos para comparar las capacidades necesarias para realizar una óptima labor de vigilancia magnética: el rango que cubren también está al alcance de NANOSAT-1B, sin embargo su mejor resolución (< 1nT) les permite detectar eventos solares de intensidades muy bajas.

Se muestra en la siguiente **FIGURA 3.80** las trayectorias de las TMs magnéticas seleccionadas y se añaden las localizaciones de los observatorios magnéticos de Intermagnet nombrados anteriormente, que son los más cercanos a las trayectorias de TM1, TM2 y TM3, y las gráficas de análisis del error de cada telemidida, mostradas ya en la **FIGURA 3.68**. Serán de ayuda para deducir si el análisis de las mediciones de NANOSAT-1B puede efectivamente conducir a la detección de los efectos de la CME, o si por el contrario ya no hay actividad geomagnética actuando y no se espera encontrar señal en el instrumento SM_ACS.

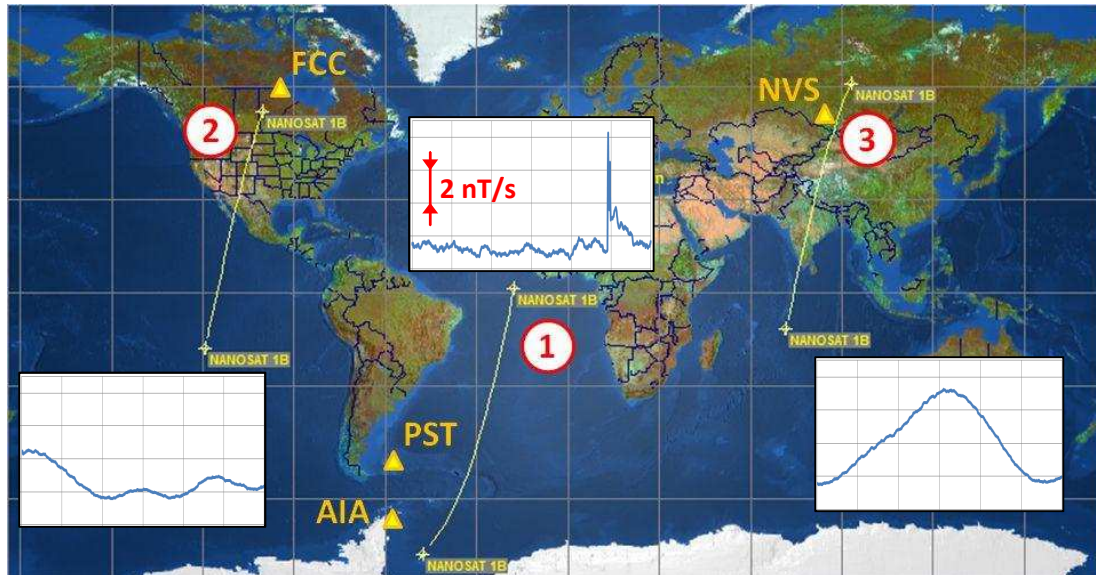


FIGURA 3.80 – Trayectorias de NANOSAT-1B donde se tomaron TMs magnéticas el 12 de marzo de 2011. (1) NST1B_SMAG-12-03-2011 00-55-02.TM; (2) NST1B_SMAG-12-03-2011 07-10-02.TM; (3) NST1B_SMAG-12-03-2011 18-30-02.TM. En amarillo, las localizaciones de los observatorios: Argentine Islands (AIA), Port Stanley (PST), Fort Churchill (FCC) y Novosibirsk (NVS) (<http://www.intermagnet.org>). Se añaden las gráficas de evolución del error de cada TM (gradiente del error (nT/s) vs. tiempo (s))

Relacionando lo observado en las gráficas con la posición del satélite en cada momento (FIGURA 3.80) se obtienen algunas conclusiones:

- En la calibración de la TM2 (NST1B_SMAG-12-03-2011 07-10-02.TM) y en el gradiente temporal de su error no se observa ninguna discontinuidad, y toda la telemidida tiene lugar ampliamente por debajo de la latitud 60°N, a partir de donde todavía cabría esperar actividad geomagnética.
- El comienzo de la TM3 (NST1B_SMAG-12-03-2011 18-30-02.TM) parte cerca del paralelo 60°N; sin embargo, esta TM se sitúa ya al final del segundo día tras el impacto de la CME, con lo que cualquier efecto de tormenta es ya muy débil y sólo cabe esperarlo en latitudes aún mayores (~80° de latitud Norte o Sur). Para confirmar esto, ni en la calibración ni en el gradiente se observan discontinuidades (a pesar de que el error cometido es mayor que en las otras dos).
- En la calibración de la TM1 (NST1B_SMAG-12-03-2011 00-55-02.TM) se puede observar un escalón en el entorno de los 1000 s desde el comienzo de la telemidida, que se hace aún más evidente en el análisis del gradiente temporal. En ese momento, NANOSAT-1B se encuentra sobrepasando el paralelo 60°S, y

dado que esto ocurre a las 00:52:00 del día 12 de marzo, aún es realista esperar efectos geomagnéticos en esas latitudes: se describe gráficamente en la FIGURA 3.81 cómo estos efectos coinciden con la entrada del satélite en las regiones donde actúa el *electrojet* auroral austral (Chen et al, 2003), respaldado por el valor del índice AE del día 12 de marzo, que todavía es alto. Por tanto, se puede correlacionar el salto en la medida con la entrada de NANOSAT-1B en zonas de actividad geomagnética.

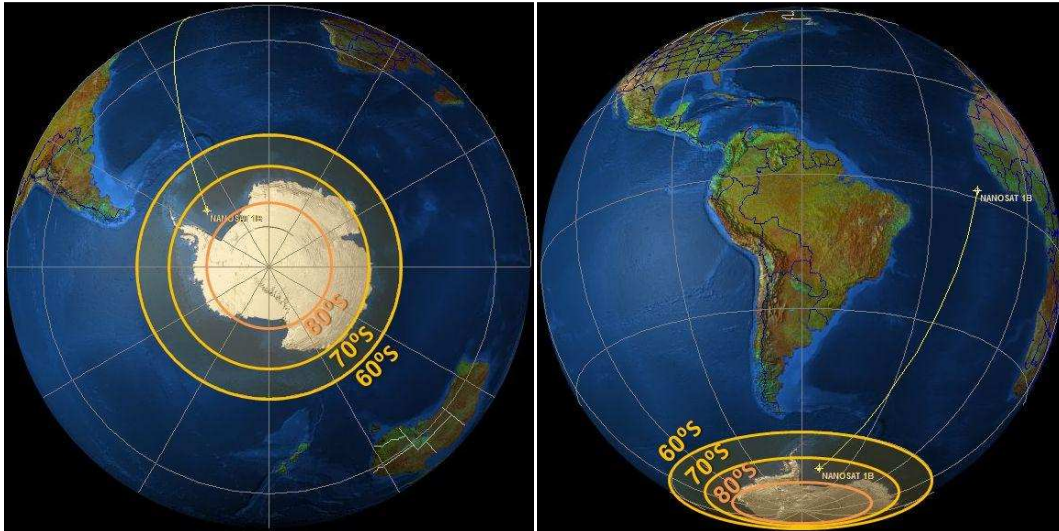


FIGURA 3.81 – Zonas de actividad del electrojet auroral austral: una entre los paralelos 60°S y 70°S (amarillo), y otra en torno al paralelo 80°S (naranja) (Chen et al, 2003). Superpuesta la trayectoria de NANOSAT-1B en la que se tomó la telemida NST1B_SMAG-12-03-2011 00-55-02.TM: NANOSAT-1B cruzó el paralelo 60°S hacia los 1000 s del comienzo de la telemida

Finalmente, se confirma la detección de la tormenta solar con el análisis de la telemida NST1B_SMAG-12-03-2011 00-55-02.TM, con una intensidad geomagnética de (110 ± 15) nT, midiendo la amplitud del salto registrado, o de (87 ± 15) nT, integrando los puntos por encima de 2 nT/s del gradiente temporal calculado (como cota superior de la tendencia normal). Este resultado (Cerdán & Díaz-Michelena, 2015) valida definitivamente la capacidad de los instrumentos magnéticos de la plataforma NANOSAT-1B para la observación de fenómenos de meteorología espacial. Se propone el método de calibración en vuelo utilizado en este trabajo para la habilitación de sensores magnéticos para la detección en órbita de eventos solares.

CAPÍTULO 4. Discusión de resultados

En este capítulo se recoge una discusión general de las técnicas y los resultados obtenidos trabajando con los sensores magnéticos comerciales de magnetorresistencia anisotrópica embarcados en el satélite NANOSAT-1B como parte de su sistema de control de actitud, tanto en el trabajo de calibración en tierra, como en el tratamiento de datos en órbita.

Sección 4.1. Discusión: Tecnología de calibración en tierra

Se han comentado en la Sección 2.2 los métodos e instalaciones de vanguardia en la calibración magnética en tierra: las instalaciones de Braunschweig, (su Universidad o el “*Magnetsrode*” del Instituto de Geofísica y Meteorología), el Imperial College de Londres, el NuMCTL del Instituto Meteorológico Finlandés o el laboratorio MFSA de la empresa IABG en Ottobrunn, al servicio de ESA-ESTEC, son buenos ejemplos del estado del arte en este campo.

En estas instalaciones se alcanzan altas precisiones, tales como rangos dinámicos de hasta 25 mT, resoluciones de hasta 0.1 nT, errores por desalineación inferiores a 0.1 °, control sobre rangos de temperatura de entre -50 y 125 °C, o capacidades volumétricas de varias decenas de m³, que pueden albergar satélites completos pequeños y medianos (generalmente no se dispone de todas estas capacidades en cada uno de los centros, sino que los centros son complementarios entre sí).

En cuanto a la calibración magnética en tierra de NANOSAT-1B, se han seguido algunos de los métodos más extendidos para la calibración magnética (Merayo, 1999; Merayo et al., 2000; Risbo et al., 2003; Dorveaux et al., 2009; Korepanov et al., 1999; etc.), pero son sin duda las condiciones de limpieza magnética y las capacidades de control de la alineación y la temperatura las que han marcado las pautas durante la campaña de calibración.

La base de la calibración magnética ha consistido en la aplicación de rampas de campo magnético conocido, con compensación de los campos externos. Otros grupos prefieren

calibrar frente al propio campo magnético de la Tierra, conociendo su valor localmente según los modelos, para lo cual calibran al aire libre, alejados de toda contaminación magnética, y geolocalizados con GPS (Gebre-Egziabher et al., 2006; Renaudin et al., 2010); sin embargo, en el caso de NANOSAT-1B no era conveniente utilizar los valores de campo del modelo, pues las propias instalaciones donde se realizaron las calibraciones aportan contaminación magnética. Dado que los trabajos de calibración se realizan en un entorno así, se han desarrollado las técnicas de apantallamiento (pasivo, mediante cámaras de campo cero, y activo, mediante sistemas de bobinas de compensación del campo externo).

Estos ensayos se realizaron cubriendo todo el rango de campo magnético esperable en una órbita baja terrestre, de ± 60000 nT, y se alcanzaron resoluciones del orden de 10 nT, solo un orden de magnitud por encima de la resolución de la tecnología empleada (2.7 nT, Honeywell, 2008), teniendo en consideración todos los factores externos: ruido, contaminación del entorno del propio satélite, etc.

La calibración de la capacidad de orientación, de donde se pudo calcular la no ortogonalidad, se realizó mediante la aplicación de campo en los tres ejes con sistemas de bobinas triaxiales, y no mediante la adquisición de medidas rotando el satélite en los tres ejes (como hacen Merayo et al., 2000, entre otros). Optar por esta técnica implicó asegurar una correcta alineación entre ambos sistemas de referencia (bobinas y satélite, considerando al SM_ACS solidario con este), razón por la que se han desarrollado diversas formas de alcanzar esta alineación, como el posicionamiento por láser, el uso de mesas rotatorias o la monitorización de la señal de salida de los sensores mediante osciloscopios.

Como resultado, se obtuvieron no ortogonalidades por debajo de los 2.30° , que ya fueron tenidas en cuenta en el cálculo de los parámetros de calibración. El cálculo de la actitud del satélite no fue simulado en tierra, como sí han hecho otros grupos (Liu et al., 2014).

Finalmente, la calibración en temperatura se pudo realizar con gran precisión sobre la tarjeta del instrumento magnético (de hasta ± 0.5 °C) en un rango de entre -5 y 38 °C para la ganancia, pero solo en un rango de $T_{\text{ROOM}} \pm 5$ °C en el caso del *offset*, debido a la imposibilidad de trabajar en un entorno de temperatura controlada y magnéticamente limpio. La calibración magnética en temperatura sobre el satélite en conjunto no pudo realizarse al no contar con una cámara climática lo suficientemente grande. Por esta razón, se utilizaron los parámetros de la calibración en temperatura de la tarjeta para el modelo de vuelo definitivo. Esta solución es válida para los valores de ganancia, pero puede presentar problemas en los valores de los *offsets*, al no haberse realizado dicha calibración con el entorno de todo el satélite y en un rango de temperaturas más completo.

Los métodos y las instalaciones en tierra utilizadas en la calibración magnética de NANOSAT-1B han experimentado mejoras importantes y tienen como objetivo evolucionar hacia un laboratorio magnético de referencia, siguiendo el modelo de las instalaciones ya mencionadas. Un hecho significativo a este respecto es el incremento de ensayos magnéticos demandados al Laboratorio de Magnetismo Espacial del INTA en el sector aeroespacial, incluyendo grandes misiones de la Agencia Espacial Europea (ESA) dotadas de cargas útiles magnéticas, como Solar Orbiter o Bepi Colombo (<http://sci.esa.int/solar-orbiter/>, <http://sci.esa.int/bepicolombo/>, abril 2015).

Sección 4.2. Discusión: Tratamiento de datos magnéticos en órbita

Los procesos de calibración en órbita se han realizado utilizando como guía los diversos ejemplos encontrados en la literatura científica y en los casos de otros satélites, así como desarrollos propios. En particular se han utilizado técnicas tanto de satélites de demostración tecnológica (Nakamura et al., 2004; Sakai et al., 2006; Inamori et al., 2009; Inamori et al., 2010; etc.) como de observación científica (Silverman et al. 1989; Sun & Pinker, 2003; Bikos et al., 2006; Pinker et al., 2009; Pedersen et al., 1999; Brauer et al., 2000; Olsen et al., 2003; Gödderz et al., 2002; Yin & Lühr, 2011; etc.).

Algunos satélites de demostración estudiados, como los japoneses Nano-JASMINE o PRISM (Inamori & Nakasuka, 2012), consiguen precisiones de hasta 50 nT de margen de error en la calibración en vuelo, utilizando el mismo método TWOSTEP y compensando la contaminación magnética del satélite tras calcular su momento magnético con una precisión de 0.1 mAm². Este es el orden alcanzado habitualmente en este tipo de calibración en misiones de demostración tecnológica, con el que se pueden comparar los resultados de este trabajo: una precisión de hasta 25 nT de margen de error y una corrección de escala de un 1 %. El momento magnético no se calibra en vuelo, pues NANOSAT-1B no puede emplear dos magnetómetros a diferentes distancias del cuerpo principal (en una pértiga); sin embargo, fue calibrado en tierra con un valor de 11.5 mAm².

El método V_SCAN, desarrollado en el marco de este trabajo, basado en un proceso iterativo de comparaciones, resulta aplicable para telemidas cortas, donde se puede encontrar problemas al utilizar métodos basados en cálculos estadísticos basados en una mayor cantidad de muestras. Para medidas durante periodos mayores se han observado mejores resultados con otros métodos, si bien V_SCAN puede llegar a optimizarse enormemente si se consigue establecer un proceso de selección de caminos iterativos más eficiente. Esta ineficiencia provoca que no sea un método adecuado para un volumen grande de datos, como ocurre en este trabajo.

Por otra parte, si se comparan las calibraciones obtenidas en vuelo mediante el método V_SCAN (FIGURA 3.56) con los otros métodos explicados en el Capítulo 3, como los métodos de mínimos cuadrados (Wahba, 1965), diferencias finitas (DADMOD, Natanson et al., 1994), filtros en tiempo real (RTSF, Challa & Wheeler, 1996) o filtros Kalman (Ma & Jiang, 2005), la

precisión de V_SCAN es demasiado pobre para ser utilizada sistemáticamente y no resuelve posibles necesidades de autonomía en tiempo real para el cálculo de la actitud.

El método TWOSTEP (Alonso & Shuster, 2002) es la técnica más completa para la calibración en vuelo, tomando únicamente el modelo geomagnético como referencia. Es un método muy rápido, pues suele tomar apenas una o dos iteraciones en la mayoría de los casos para alcanzar el mejor resultado, y muy robusto, siendo capaz de obtener ajustes suficientemente buenos, incluso cuando algunas medidas están corruptas (flecha roja de la FIGURA 4.1).

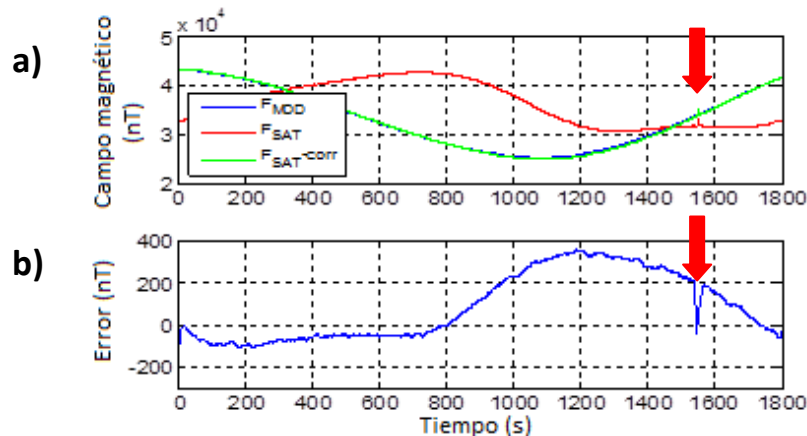


FIGURA 4.1 – Telemidida NST1B_SMAG-21-11-2010 12-20-02_c.TM: a) Campo magnético según el modelo (azul), medido por el SM_ACS (rojo) y corregido por TWOSTEP (verde); b) Error cometido entre el modelo y la medida corregida. A pesar de los valores desviados anormalmente de la tendencia, TWOSTEP ha podido computar todos los procesos con un resultado satisfactorio (error < 400 nT)

Se discuten dos posibles debilidades del método TWOSTEP. Por un lado, se ha observado que la calibración en vuelo del instrumento magnético realizada mediante TWOSTEP no alcanza la precisión prevista en la literatura y ha sido necesaria la aplicación de un refinamiento extra, basado también en comparaciones sucesivas (al igual que V_SCAN).

Cabe apuntar que en la literatura (Alonso & Shuster, 2002) se tiene que las correcciones obtenidas mediante el método TWOSTEP parten de una situación inicial mucho menos desviada del valor de referencia (los modelos de campo geomagnético) que en este trabajo con NANOSAT-1B. Esto lleva a deducir que una buena parte de los errores que no es capaz de compensar TWOSTEP se debe a errores en la calibración en tierra y a una excesiva contaminación magnética en el entorno del instrumento: una correcta calibración en laboratorio, especialmente en los aspectos térmicos, llevarán a una mejor capacidad de calibración en vuelo.

Por otro lado, TWOSTEP está muy bien acondicionado para muchas muestras, pero para cantidades de muestras N por debajo de 60 (~ 1 min) cabría pensar que no fuera válido (en Alonso & Shuster, 2002, se indica que N debe ser una cantidad grande para poder realizar mejores estimaciones estadísticas), y se tomaron muchas telemidas demasiado cortas.

Sin embargo, tras haber calculado una evolución temporal de la degradación, se aplica la predicción de parámetros de corrección a una medida corta cualquiera y el resultado sigue siendo suficientemente bueno en muchos casos (FIGURA 4.2).

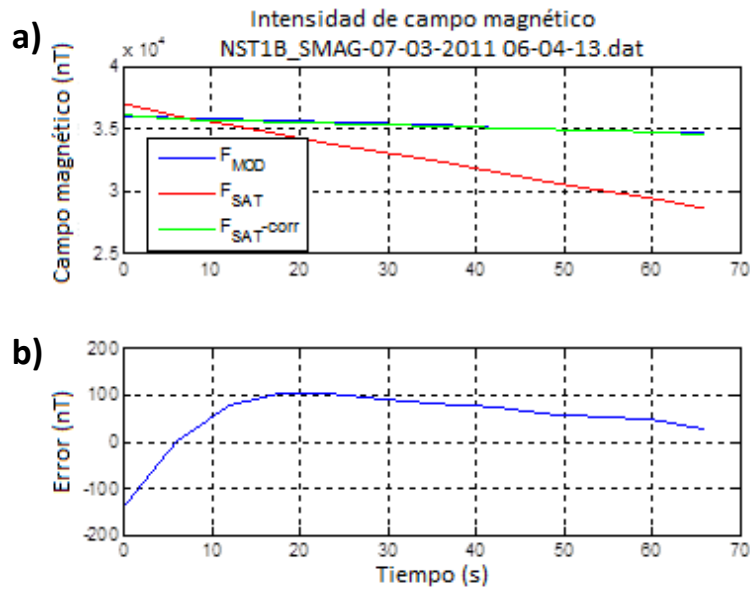


FIGURA 4.2 – Telemida corta NST1B_SMAG-07-03-2011 06-04-13.TM: a) Campo magnético según el modelo (azul), medido por el SM_ACS (rojo) y corregido por TWOSTEP (verde); b) Error cometido entre el modelo y la medida corregida. A pesar de ser una medida corta, los resultados son satisfactorios, con un error < 100 nT.

- **Degradación**

La degradación de los sensores y la posibilidad de utilizar estos para la detección de eventos solares marcan los criterios de validación de los métodos de calibración en órbita: si bien se cuenta con ciertos hándicaps de partida (relacionados con la limpieza magnética y con la inexactitud de la calibración en tierra en relación a la temperatura), la calibración en vuelo debe ser capaz de alcanzar una resolución de entre 1 y 100 nT de margen de error para calcular la degradación y para detectar fenómenos de meteorología espacial (pues las capacidades del instrumento en cuanto a rango y sensibilidad lo permiten, nominalmente).

La degradación de sensores magnéticos basados en componentes comerciales es un aspecto muy poco estudiado (o al menos no publicado) en las misiones espaciales realizadas hasta la fecha: las grandes misiones de observación magnética (CHAMP, ØRSTED...) e incluso las misiones de demostración tecnológica no emplean componentes COTS, y los satélites universitarios que sí los emplean no han publicado los estudios específicos de su degradación.

Si aplicamos el criterio utilizado en este trabajo acerca de la degradación (que es considerada nula en el momento inicial y se tratan las desviaciones como efectos principalmente de la degradación), se calcula que algunas misiones de demostración (p. ej., ST-5, que se calibra en vuelo con el modelo geomagnético CM4 (Purucker et al., 2007)) podrían estar manteniendo unos ritmos de degradación del orden de 100 nT/año, el mismo orden que las calculadas en NANOSAT-1B, y son compensadas con métodos de calibración como el propio TWOSTEP.

Los efectos físicos que podrían ser la razón de la degradación no están claros todavía. Según se discutió en la Sección 3.5, se analizó la posibilidad de que se debiera a la temperatura o la radiación, pero en una primera aproximación, ambas parecen ser descartables debido que

tanto con la variación térmica ($T_{\max} < 70^{\circ} \text{C}$) como con la radiación recibida ($\text{TID} \sim 500 \text{ rad}$) no se puede explicar la variación en la respuesta observada en los magnetómetros.

En cuanto a la dispersión en los valores de corrección, que en este trabajo se asocia íntegramente a la degradación, esta puede tener fuentes diversas. Por esta razón se plantea la medida de la degradación como una cota máxima que, si bien puede tener un origen en la variación del estado magnético de los elementos circundantes, no se ha podido verificar.

En un primer lugar, se estudiaron las baterías y sus procesos de carga/descarga, pero han sido monitorizadas diariamente desde su lanzamiento y no se aprecia ninguna variación significativa (oscilaciones por debajo del orden de 1 mV). La aportación de contaminación magnética del resto del satélite interfiere notablemente, pero se necesitaría un sistema de más de un magnetómetro para dimensionarla (calculando el momento magnético *in situ*) y compensarla.

También se han considerado posibles fallos en los elementos electrónicos: a pesar de que la tarjeta del instrumento magnético está compuesta de componentes *rad-hard*, calificados para espacio, cualquier problema (p. ej., térmico) en conexiones o soldaduras puede provocar fallos en la medida transmitida a tierra. Teniendo en cuenta las variaciones térmicas entre las posiciones de iluminación y de eclipse, los materiales están sujetos a tensiones de compresión y dilatación que pueden provocar roturas. Aunque este tipo de problemas no es despreciable, no se ha observado de forma fehaciente.

Por último, se han contemplado también los resultados de la calibración térmica realizada en tierra como posible causa de esta dispersión: dados los problemas que se tuvieron para la caracterización térmica del modelo de vuelo ya ensamblado en el satélite (debido a las dimensiones de las cámaras climáticas y el propio satélite), se tuvo que utilizar los parámetros calculados para la tarjeta por separado, con lo que no quedaron incluidos los efectos de la contaminación del satélite a diferentes temperaturas. No se ha podido discriminar el efecto de esta posible fuente de error dentro del margen de error.

- **Detección de eventos solares**

En cuanto a la capacidad de NANOSAT-1B para detectar fenómenos de meteorología espacial, se muestra el ejemplo del evento solar del 10 de marzo de 2011 por haber sido registrado por los observatorios de la red Intermagnet como un evento de una intensidad especialmente notable. Se puede discriminar un salto en las medidas magnéticas del instrumento durante la tormentas que tuvo lugar todavía durante el día 12 de marzo, al entrar NANOSAT-1B en la zona de actividad auroral (*electrojets*) del hemisferio Sur, en torno al paralelo 60°S . Este salto fue calculado en un valor de entre 87 y $110 \pm 15 \text{ nT}$, en concordancia con lo registrado por otros observatorios magnéticos en zonas cercanas (Port Stanley (PST) y Argentine Islands (AIA), <http://www.intermagnet.org>).

CAPÍTULO 5. Conclusiones

En este capítulo se exponen las conclusiones obtenidas, basadas en los objetivos determinados al inicio. Para finalizar, se proponen unas líneas de trabajo futuro encaminadas a la mejora de prestaciones de los métodos desarrollados.

Sección 5.1. Conclusiones

- **4.2.1 – Tecnología de calibración en tierra**
 - **4.2.2 – Tratamiento de datos magnéticos en órbita**
-

5.1.1. Tecnología de calibración en tierra

Tras los trabajos que he realizado se obtienen las siguientes conclusiones:

- **Se verifica la eficiencia, tanto en las calibraciones magnéticas como en la caracterización de la plataforma, de la nueva metodología desarrollada para la calibración en tierra en el Laboratorio de Magnetismo Espacial del INTA, subrayando especialmente la mejora comparativa de los siguientes aspectos:**
 - La medida de las propiedades magnéticas de los COTS y el control del entorno magnético constituyen una diferencia fundamental con los procesos de cribado de componentes electrónicos. La inclusión de estas medidas en los cribados de las magnetorresistencias anisotrópicas (AMR) y gigantes (GMR) permite verificar completamente la funcionalidad magnética además de la repetitividad de otros parámetros en los procesos de cribado.
 - El uso de elementos que ayudan a la limpieza magnética, tanto pasivos (mobiliario y piezas de instrumentación no magnéticas, pasamuros para trasladar todos los sistemas de medida lejos del EUT, cámaras de

apantallamiento de 3 capas, etc.), como activos (dobles sistemas de bobinas para compensación del campo magnético externo, etc.), tiene un papel importantísimo en las calibraciones, permitiendo llegar a umbrales de contaminación por debajo de 5 nT y condiciones de repetitividad en las medidas magnéticas.

- Las técnicas de alineación de los EUT en los sistemas de bobinas con el uso de láseres y mesas giratorias permiten mejorar notablemente la calibración de ganancia y *offset*, así como la determinación de la no ortogonalidad de los ejes de medida.
 - La sustitución de las fuentes de corriente en las calibraciones por fuentes de precisión (resolución de hasta 0.1 pA) permite obtener unos resultados más fiables y descartar errores de *offset* debidos a la imprecisión.
 - Las medidas de momento magnético basadas en sensores fijos y mesa rotatoria han reducido la imprecisión de las medidas en un factor 10 en comparación con el uso de un sensor móvil con un brazo mecánico.
 - La nueva técnica de desimanación, que incluye la conmutación entre fuentes de potencia para poder abarcar desde campos de 5 mT hasta amplitudes de nT, permite una desimanación mucho más eficiente haciendo posible la aplicación de la misma en un solo eje en vez de en los tres ejes.
 - La automatización de todos los procesos (tanto el control de instrumentación como el análisis posterior de los datos) con el desarrollo de diversos programas informáticos de Matlab permite hacer verificaciones en tiempo real. Hay que tener en cuenta que generalmente los ensayos magnéticos del satélite suelen tener lugar al final de todos los demás ensayos y el tiempo de ejecución presupuestado por la misión para este cometido puede ser muy corto.
- **Se confirma una correcta calibración magnética del SM_ACS de NANOSAT-1B al superarse los criterios de cumplimiento de la misión para la órbita baja terrestre:**
 - Rango de campo magnético: el instrumento responde correctamente en todo el rango de campo esperable en la órbita LEO, entre ± 60000 nT. La demostración de esta capacidad es suficiente para los objetivos de la misión.
 - Resolución: el mínimo campo detectable por el instrumento está en el orden de los 10 nT, que es el valor esperado para el balance rango – resolución que se ha tenido en cuenta en los valores de ganancia de los sensores (A).
 - Determinación de la orientación: la no ortogonalidad de los sensores magnéticos es inferior a 2.30° en todos sus ejes, error que ha sido tenido en cuenta en los propios parámetros de calibración en tierra (A, B).

- Medida de la temperatura: el sensor de temperatura colocado sobre el cubo sensor alcanza una precisión efectiva de ± 0.5 °C, en un rango de -5 a 38 °C, capacidad necesaria para dar servicio a las necesidades del SM_ACS en vuelo.

5.1.2. Tratamiento de datos magnéticos en órbita

El trabajo de calibración magnética en vuelo lleva finalmente a las conclusiones siguientes:

- **Se ha conseguido realizar por primera vez en el marco de una misión de demostración tecnológica española (NANOSAT-1B) una calibración en órbita del instrumento magnético satisfactoria, según los objetivos perseguidos.**

La calibración en vuelo consiste en la determinación de doce parámetros, según la ecuación que ya ha sido descrita anteriormente:

$$\vec{H}_{MOD} = R_{ACT}^{-1} \cdot [(I + S) \cdot [A^{-1} \cdot (\vec{V} - \vec{B})] - \vec{b}]$$

- La ganancia (**A**) y el *offset* (**B**) de los sensores fueron calibrados en tierra.
- El margen de error (**b**) ha sido calculado para todas las telemidas estudiadas, desde su lanzamiento en 2009 hasta diciembre de 2014, y se alcanza una precisión de hasta 25 nT.
- El factor de escala (**S**) está en el orden de 0.01 (1%). También estarían incluidas en esta matriz las no ortogonalidades, que sólo han sido consideradas a nivel de calibración en tierra.
- La orientación (o actitud, R_{ACT}) no se ha podido calcular solo por medio del SM_ACS, tal como son las condiciones magnéticas y el acondicionamiento del instrumento en NANOSAT-1B.

Teniendo en cuenta el margen de error habitual alcanzado en otras misiones de demostración tecnológica (50 nT de margen de error), se considera que los resultados de este trabajo alcanzan una calidad satisfactoria, en el estado del arte de la técnica, incluso consiguiendo resultados mejores ocasionalmente.

Observando los resultados obtenidos mediante el método TWOSTEP, también para medidas cortas (*FIGURA 4.2*), se puede concluir que este método es aplicable para cualquier tipo de medidas, aportando todas sus ventajas en cuanto a precisión, velocidad y robustez.

- **La degradación de los cuatro sensores COTS utilizados en el instrumento SM_ACS está acotada por unos valores máximos que permiten validar la tecnología AMR de los magnetómetros HMC1021S (Honeywell) para espacio:** Los valores de degradación obtenidos: 102.58 nT/año para cada eje (*TABLA 3.12*) y 0.0069 año^{-1} (0.69%) de factor de escala sobre el valor de la intensidad total de campo, no se atribuyen tanto a la degradación de los sensores como a la variación no controlada del entorno magnético. Aun así, esta cota máxima es perfectamente asumible en el marco de la misión. La

degradación de cada sensor por separado se encuentra entre 30 y 100 nT/año, aproximadamente.

El ritmo de degradación calculado en otros satélites de demostración tecnológica (de 100 nT/año, aproximadamente) respalda la conclusión de considerar válidas las cotas máximas de error por degradación para verificar para espacio a los HMC1021S.

Si bien la variación en la ganancia se atribuye en un 90% a una degradación de los sensores COTS (pudiendo responder a una envolvente de degradación por el entorno), con la variación del *offset* no se puede determinar si se debe a cambios del estado magnético de elementos del satélite (baterías, componentes electrónicos de otros sistemas, etc.). Por este motivo se considera que es una cota máxima de la degradación, con lo que se puede seguir considerando válida la tecnología AMR con más margen.

Estos resultados positivos, obtenidos más allá de la explotación del instrumento magnético en plataforma, ratifican la utilidad y el éxito del trabajo de calibración en órbita, y marcan un hito en el trabajo con sistemas magnéticos en misiones espaciales españolas.

- **Se demuestra la capacidad del instrumento SM_ACS de NANOSAT-1B de detectar eventos solares** y por ende la posibilidad de ampliar la funcionalidad de todos los magnetómetros puestos en órbita, aún con funciones de plataforma.

El aprovechamiento de este subsistema del satélite más allá de sus funciones en plataforma supone una mejora en el rendimiento de la prospección magnética en órbita. Gracias a este enfoque en la misión NANOSAT-1B se ha conseguido que esta política de optimización de los recursos se haya extendido también a la misión OPTOS (INTA), donde su instrumento magnético del ACS, el MGM, también es tratado dualmente como subsistema de plataforma y sistema de carga útil.

Y dada la cantidad de pequeños satélites en órbita dotados de magnetómetros (muchos de ellos incluso por encima de su tiempo de vida útil, considerados misiones finalizadas, pero en perfectas condiciones de funcionamiento), al disponer ahora de una potencial herramienta para la detección de eventos solares, se puede alcanzar una cobertura global a muy bajo coste, que es altamente importante.

Sección 5.2. *Propuestas de trabajo futuro*

Todo este trabajo multidisciplinar es de gran utilidad para adquirir una visión global de lo que implica una misión espacial con aplicación magnética, tras lo que se indican unos puntos de mejora y líneas que ya se han iniciado y se pretende introducir en próximas misiones:

- **Diseño del instrumento magnético:** es conveniente adoptar medidas encaminadas a un aprovechamiento más eficiente de las medidas magnéticas, basado principalmente en una mejor limpieza magnética en el satélite, y en el apoyo de los magnetómetros con otros sistemas auxiliares:

- En cuanto a la **limpieza magnética**, un diseño como el SM_ACS con el instrumento dentro del cuerpo del satélite tiene mucha contaminación magnética, lo que obliga a invertir muchos recursos en eliminar mediante técnicas de *software* esa contaminación.

Aún cuando se consigue un resultado aceptable, se encuentra que las correcciones presentan una gran dispersión en torno a la tendencia general (con valores típicos de ± 500 nT pero llegando en ocasiones a valores máximos de ± 5000 nT de margen de error y ± 0.2 de factor de escala).

Esto se podría evitar utilizando pértigas de despliegue. Su uso está muy extendido en multitud de misiones espaciales, tanto de observación magnética como en pequeños satélites de demostración, como el QUAKESAT o el FIREFLY (<https://www.quakefinder.com/research/quakesat-ssite/>, <http://firefly.gsfc.nasa.gov/>, revisados en abril 2015, FIGURA 5.1): se tienen pértigas de hasta 3 m, lo que supone una reducción de en torno a un 96% de intensidad magnética (con el magnetómetro en un extremo).

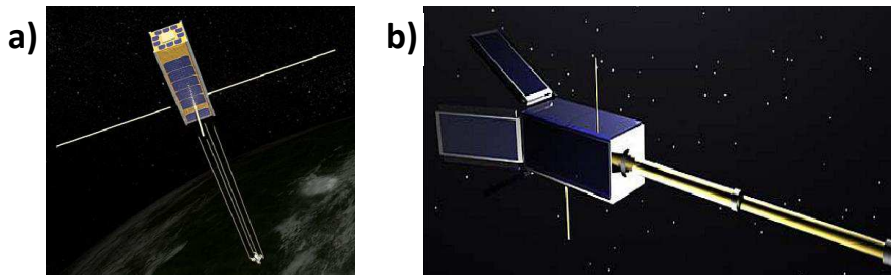


FIGURA 5.1 – a) Satélite de bajo coste FIREFLY (<http://firefly.gsfc.nasa.gov/>, NASA/GSFC, abril 2015); b) QUAKESAT (<https://www.quakefinder.com/research/quakesat-ssite/>, Space Systems Development Laboratory, SSDL, abril 2015)

El uso de pértigas también permite el cálculo del momento magnético del satélite (colocando sensores a varias distancias a lo largo de la misma), lo que haría posible una compensación dinámica de las medidas.

Se pueden desarrollar diseños que coloquen los sensores magnéticos alejados de su propia electrónica de acondicionamiento, o sistemas de apantallamiento magnético basados en materiales de alta susceptibilidad, que contuvieran las líneas de campo generadas por el propio satélite. Como ejemplo de estos diseños, en el desarrollo de NANOSAT-01 se realizó un análisis de elementos finitos, estudiando el momento magnético de cada componente por separado (FIGURA 5.2); en el instrumento magnético MOURA, el campo magnético de sus componentes fue simulado de manera similar (FIGURA 5.3).

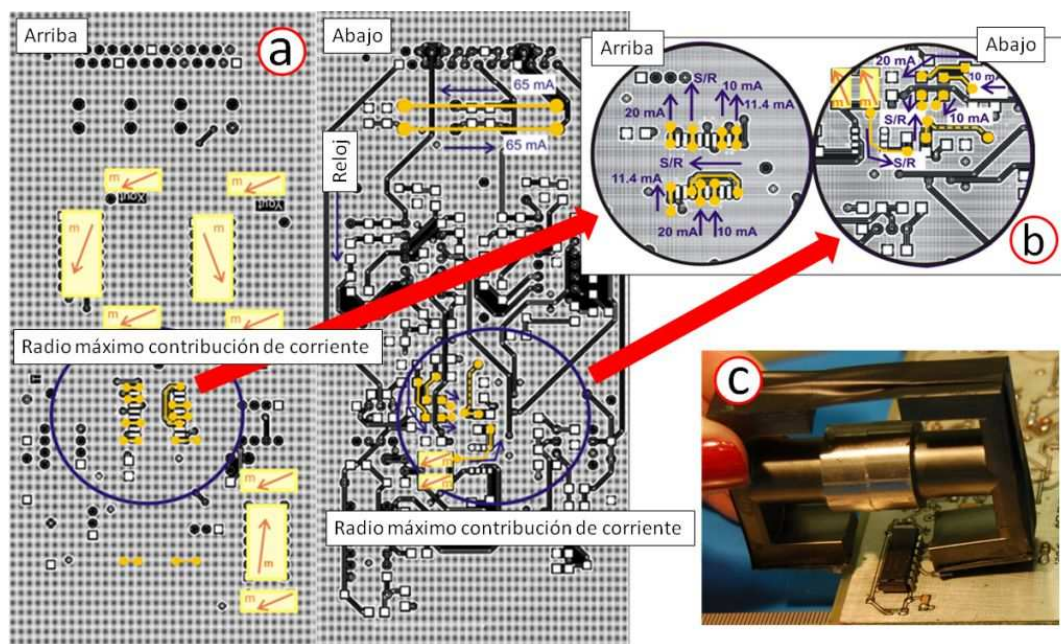


FIGURA 5.2 – Estudio de elementos finitos sobre tarjeta BB (breadboard) de ensayo: a) caras de la tarjeta BB con los dipolos de cada componente electrónico; b) detalle de la posición de los sensores magnéticos; c) método experimental de imanación forzada de componentes para el posterior estudio de sus momentos magnéticos.

- En cuanto al **apoyo de otros instrumentos auxiliares**, es muy conveniente añadir protocolos que apoyen las medidas magnéticas vectoriales con magnetómetros de referencia (escalares absolutos), giróscopos para tener correctamente monitorizada la rotación del satélite y sensores de estrellas para una adecuada determinación de la actitud.

El uso de estos instrumentos auxiliares es habitual en las misiones espaciales con instrumental magnético (se tiene en todos los ejemplos tratados en este trabajo: CHAMP, ØRSTED, CLUSTER, SWARM... Y los de demostración: ST-5, STD-1, PROBA-2, PRISM, Nano-JASMINE...) y conseguirían suplir muchas de las deficiencias que se han identificado en NANOSAT-1B, especialmente en relación del cálculo de la actitud.

También es conveniente dotar a los sensores de sistemas de calibración en órbita autónomos: por ejemplo, unas bobinas de calibración para

recalibrar la ganancia, y un sistema que permita un movimiento controlado en los tres ejes de forma que pueda hacerse una calibración del *offset* en órbita (midiendo el mismo campo en ambos sentidos en cada eje).

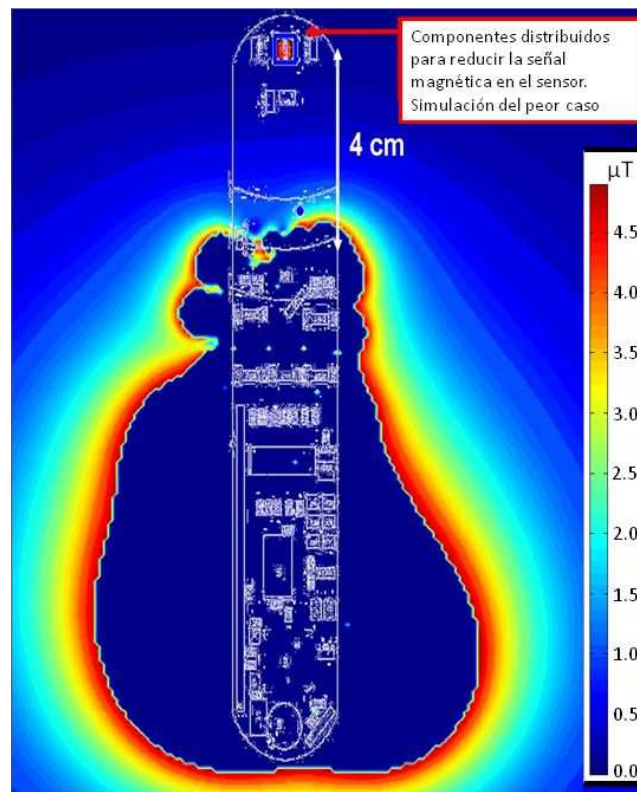


FIGURA 5.3 – Simulación de elementos finitos del instrumento magnético MOURA (proyecto MetNet MEIGA, INTA): campo magnético generado por los componentes electrónicos de la tarjeta. Sensores magnéticos colocados alejados de la electrónica de acondicionamiento (flecha roja)

- **Instrumentación y métodos en tierra:** todas las líneas de mejora ya obtenidas, descritas en los capítulos anteriores, van en la buena dirección en cuanto a mayor precisión y mejores condiciones de limpieza magnética. Uno de los aspectos más críticos, donde menos se ha podido incidir para mejorar en este trabajo es el de la calibración en temperatura de los sensores, especialmente cuando ya están ensamblados en el satélite. En esa situación se encontró el problema debido al tamaño: no se contaba con cámaras climáticas y sistemas de bobinas compatibles entre sí y lo suficientemente grandes como para introducir el satélite.

Se debe ser consciente de que una calibración magnética completa tiene que incluir necesariamente una adecuada calibración en temperatura. Para conseguirla, se puede optar por el uso de instalaciones más grandes, o por la inyección de gas a temperatura controlada para climatizar el satélite dentro de un sistema de bobinas de dimensiones suficientes como para crear campos homogéneos en el volumen del satélite. Este método es el utilizado en otros instrumentos, como el VSM (*Vibrating Sample Magnetometer*, magnetómetro de muestra vibrante), para muestras muy pequeñas, o el que se comenzó a desarrollar en el Laboratorio de Magnetismo Espacial (FIGURA 5.4 y FIGURA 5.5), basado en la inyección de gas a flujo controlado.

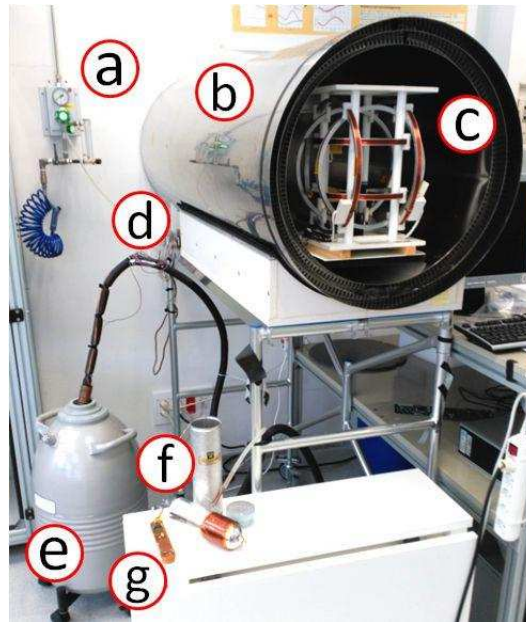


FIGURA 5.4 – Set-up cámara térmica por inyección de gas: a) Entrada de gas N_2 ; b) cámara de campo cero; c) sistema triaxial de bobinas; d) sistema de control de flujo; e) tanque de nitrógeno líquido; f) termo con bobinado; g) Modelo QM (calificación) del instrumento magnético MOURA (proyecto MetNet MEIGA) (Lab. Magnetismo Espacial, INTA).



FIGURA 5.5 – Detalle set-up cámara térmica por inyección de gas: a) Vaso exterior del termo; b) vaso interno y bobinado; c) entrada de gas; d) Modelo QM (calificación) del instrumento magnético MOURA (proyecto MetNet MEIGA); e) detalle del instrumento MOURA dentro del termo (Lab. Magnetismo Espacial, INTA).

- **Estudio de los efectos físicos de la degradación en órbita:** según se ha introducido en la Sección 3.5 sobre las posibles causas físicas de la degradación observada, se contemplan la temperatura y la radiación como posibles orígenes de este efecto, si bien podrían ser otros (mecánicos, eléctricos...). La investigación de esta línea de trabajo podría ser de gran utilidad para el mejor acondicionamiento de sistemas basados en COTS y por lo tanto para su explotación a gran escala.

- **Herramientas *software* para el tratamiento de las señales:** automatizar los procesos fue parte del mismo proceso de aprendizaje del trabajo. La funcionalidad que se buscaba se ha cubierto satisfactoriamente y se han alcanzado los objetivos que se perseguían con dichos programas. Sin embargo, existen muchos puntos de mejora donde las funcionalidades de algunos de los programas se puedan optimizar, consiguiéndose mejores resultados en menor tiempo de computación.

En muchos de los satélites actuales se carga el *software* en la inteligencia de a bordo para realizar en tiempo real la calibración en órbita y la determinación de la actitud. Esto sólo es posible si los programas son más eficientes y su nivel de automatización está mejor desarrollado.

Además, algunos de los métodos utilizados en este trabajo podrían experimentar un importante avance en misiones espaciales si se optimizaran sus programas. Por ejemplo, el método V_SCAN podría ser más eficiente con algoritmos más rápidos o sistemas de filtrado de las medidas más dinámicos, como los filtros Kalman (Kalman, 1960; Ma & Jiang, 2005) o las medias móviles auto-regresivas (ARMA, *auto-regressive moving average*) (Samaras et al., 1985).

- **Explotación de pequeños satélites:** Las últimas tendencias en miniaturización de misiones espaciales y el aprovechamiento de los pequeños satélites lanzados a modo de constelación dan una especial relevancia a las conclusiones obtenidas en este trabajo. La ejecución de tareas distribuidas entre varios satélites necesitará técnicas de calibración en órbita más precisas, materiales y componentes más resistentes y económicos, validados para espacio, y un *know-how* de todos los equipos humanos involucrados en la misión, que compartan el interés por un aprovechamiento magnético óptimo: la información que puede aportarnos el campo magnético en el entorno Sol-Tierra es todavía muy amplia, tanto para el estudio científico como para las aplicaciones tecnológicas y de prevención.

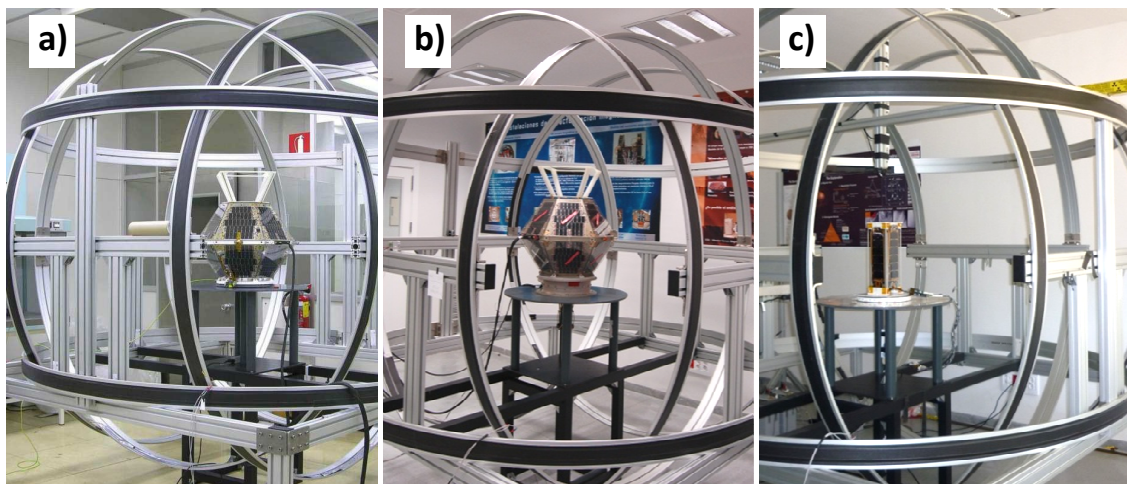


FIGURA 5.6 – Satélites del INTA: a) NANOSAT-01; b) NANOSAT-1B; c) OPTOS.

Siguiendo la evolución científico – tecnológica del INTA y de los agentes involucrados en espacio en España, el desarrollo de plataformas de pequeño tamaño con una alta densidad de tecnología a bordo (gracias a la miniaturización) podría conformar una línea de investigación muy interesante donde ya se tiene

mucho ganado. El lanzamiento de pequeños satélites desarrollados y operados enteramente por España es muestra del desarrollo tecnológico del país en el entorno espacial. Los satélites del programa NANOSAT, 01 y 1B, así como el picosatélite OPTOS (*FIGURA 5.6*), a través del análisis aportado en este trabajo, acreditan esa condición.

APÉNDICES

APÉNDICE A. *Tabla de datos de calibración en vuelo*

Se presentan a continuación las tablas donde se recopilan los valores de corrección del margen de error, el factor de escala y el factor de refinamiento, tal y como han sido calculados según los métodos descritos en el Capítulo 3, así como el error cometido tras los cálculos: el máximo y el promedio.

Se trataron un total de 731 archivos de telemidas (277911 medidas), de entre los que se desestimaron 457 debido a corrupción de archivo, duración de la telemida (demasiado corta para que funcionaran los métodos de calibración), o imprecisiones en las medidas y las correcciones.

Sólo se muestran aquí los 274 archivos restantes, válidos, y los valores calculados de calibración con los que se han llegado a las conclusiones finales en este trabajo.

Fecha	Tiempo final	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3	sr	Error (max.) (nT)	Error (prom.) (nT)
02/08/2009	3:11:01	-8225,65	14614,09	1174,33	-0,09167	-0,12989	-0,13273	0,13443	557,43	299,98
02/08/2009	3:13:01	-5995,21	8796,56	1318,83	-0,31845	-0,36900	-0,35444	0,30859	4164,72	2296,40
02/08/2009	3:15:01	-7546,26	11955,86	433,72	-0,34766	-0,30019	-0,34024	0,28125	5632,08	2893,20
02/08/2009	3:17:01	-8651,64	13340,96	1763,32	-0,05066	-0,12504	-0,08106	0,10840	997,41	395,37
02/08/2009	3:19:01	-9320,41	16911,69	2191,45	0,07993	0,03301	0,02177	0,01538	149,17	70,57
02/08/2009	3:21:01	-9373,55	8993,37	1416,80	0,10550	-0,07404	0,05726	-0,04199	522,05	241,62
02/08/2009	3:23:01	-11267,83	21991,38	1101,08	0,20617	0,24801	0,16555	-0,10156	1574,06	842,89
02/08/2009	3:33:01	-8410,16	13744,39	-43,82	-0,04991	-0,10368	-0,10879	0,02295	180,24	59,43
02/08/2009	3:35:01	-7988,44	19960,36	66,69	0,01944	-0,14041	-0,02495	-0,10938	1499,18	736,49
02/08/2009	3:37:01	-8152,44	13160,32	209,21	0,01225	-0,00467	-0,01874	-0,00977	572,47	231,52
05/08/2009	12:36:01	-4166,62	9779,05	1085,07	-0,37071	-0,38156	-0,36822	0,21094	274,50	97,61
05/08/2009	12:48:01	-8160,56	15290,69	19,37	-0,01382	-0,12789	-0,09015	-0,08301	848,24	235,12
18/09/2009	1:05:02	-8868,94	14094,27	438,28	0,02630	0,00470	-0,02959	0,03125	527,94	161,50
18/09/2009	1:15:03	-9064,14	15025,14	853,24	0,06383	0,02043	0,03229	-0,00977	545,16	177,74
18/09/2009	1:25:04	-10163,62	16965,84	1622,48	0,15805	0,09553	0,10436	-0,06641	775,46	345,83
18/09/2009	1:35:05	-7636,80	12793,67	1187,87	-0,08205	-0,14241	-0,13463	0,03906	952,80	412,04
18/09/2009	1:45:06	-8269,10	15504,63	1205,39	0,05941	-0,02216	0,00755	-0,06641	2266,95	639,50
18/09/2009	1:55:07	-7542,99	13732,51	613,72	-0,04990	-0,12122	-0,09902	0,10547	1789,48	503,99
18/09/2009	2:25:10	-9105,61	16581,13	1658,47	0,08050	0,02522	0,04370	-0,06250	1976,35	771,83
07/01/2010	12:50:01	-7778,20	11890,59	493,79	-0,01314	0,00330	-0,04665	0,06250	1343,19	613,47
07/01/2010	17:40:02	-6681,15	16713,90	2668,72	-0,04319	-0,10867	-0,21366	0,13574	2569,76	1311,58

Continúa...

... Continúa

Fecha	Tiempo final	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3	sr	Error (max.) (nT)	Error (prom.) (nT)
08/01/2010	19:40:01	-7485,05	14519,97	1091,37	0,00538	-0,02283	-0,01667	-0,00513	433,46	45,49
08/01/2010	21:20:01	-9622,04	14415,39	1059,70	0,03324	-0,05647	-0,03935	0,00684	344,39	56,64
08/01/2010	23:08:01	-12149,89	13970,88	1977,88	0,07501	-0,08316	-0,05833	0,05469	724,03	297,83
09/01/2010	0:45:01	-9275,13	14935,76	1889,95	0,03031	-0,04629	-0,00415	0,01270	195,33	76,54
09/01/2010	2:10:01	-8181,50	14218,77	873,04	0,03450	-0,01409	-0,02475	0,00781	441,49	128,49
09/01/2010	3:50:01	-8568,26	13416,23	2732,75	0,00555	-0,07735	-0,09381	0,01074	377,22	155,25
09/01/2010	5:25:01	-7591,90	17685,97	-4890,94	0,08005	-0,01599	0,09144	-0,04297	1990,56	647,32
13/01/2010	16:27:02	-8105,03	12981,67	1549,59	-0,00552	-0,17231	-0,04838	0,03125	1168,98	530,73
13/01/2010	18:05:02	-9479,13	15158,41	2059,30	0,05544	-0,12521	0,00075	-0,00293	242,87	53,95
13/01/2010	19:42:02	-8310,76	13730,98	491,34	0,04334	-0,05806	-0,01443	0,01172	515,55	227,45
14/01/2010	16:48:02	-22198,08	10141,96	-3413,26	-0,24646	-0,08617	-0,05248	-0,06250	1572,80	739,05
15/01/2010	18:47:02	-9578,98	16751,52	480,82	0,10471	0,02201	0,04280	-0,06250	2630,34	1113,83
15/01/2010	20:24:02	-10323,18	17110,60	-3500,57	0,04792	0,02790	-0,08157	-0,06250	3617,56	1852,23
16/01/2010	20:45:02	-5525,04	10758,92	752,26	-0,10789	-0,17701	-0,15960	0,06250	3674,86	1596,37
17/01/2010	17:52:02	-7318,57	13187,48	759,92	-0,00249	-0,07422	-0,07234	0,01563	1092,52	426,57
17/01/2010	19:29:02	-7881,89	13582,99	1047,10	0,02359	-0,05482	-0,02395	0,00195	256,07	27,91
17/01/2010	21:07:02	-9781,91	13587,21	764,38	0,00684	-0,06785	-0,04656	0,04053	1247,18	642,37
20/01/2010	17:17:02	-9493,90	5362,33	2252,44	-0,06516	-0,23313	-0,08954	0,00635	350,84	52,17
20/01/2010	18:55:02	-10052,18	15945,52	2694,43	0,07668	-0,00667	-0,07402	-0,01172	771,92	301,26
21/01/2010	17:38:02	-9035,67	15161,02	1679,08	0,04724	-0,02998	0,00123	-0,00757	325,34	141,35
21/01/2010	19:16:02	-8640,33	14078,31	356,14	0,03091	-0,03046	-0,01894	-0,00708	614,81	180,85
21/01/2010	19:37:02	-6237,19	12338,06	383,75	-0,15803	-0,15325	-0,13928	0,10254	1885,37	1022,64
22/01/2010	17:59:02	-9065,72	14933,44	1803,34	0,06525	-0,00591	0,02566	-0,03125	1292,31	515,22
22/01/2010	19:37:02	-8480,54	14506,99	959,06	0,02671	-0,04247	-0,03766	0,00488	728,76	300,48
22/01/2010	19:58:02	-8488,73	15037,10	1111,38	0,11515	0,06721	0,03012	-0,07031	903,04	392,53
23/01/2010	18:20:02	-7983,85	14428,72	103,10	0,05822	-0,00996	0,01513	-0,00586	375,80	99,49
23/01/2010	18:41:02	-8333,87	14794,83	708,92	0,01756	-0,06506	-0,03448	0,00391	145,51	45,18
23/01/2010	19:58:02	-8292,14	14484,29	-528,33	0,02019	-0,03711	0,02144	0,00439	541,40	202,21
24/01/2010	17:04:02	-7952,35	13611,10	314,63	0,03555	-0,03217	-0,00990	0,00543	257,53	106,12
24/01/2010	18:41:02	-7673,76	16579,17	1837,15	0,06922	0,00957	0,02599	-0,04688	2155,30	761,63
24/01/2010	19:02:02	-11580,65	15499,62	1196,52	-0,00620	0,03190	0,04013	-0,09375	1449,11	510,63
25/01/2010	19:03:02	-7706,33	13379,38	-735,46	0,16601	-0,22000	-0,23778	0,09668	2013,95	1246,85
26/01/2010	17:46:02	-13536,11	1925,48	4592,66	-0,33421	-0,41077	-0,18755	0,04492	947,96	463,04
27/01/2010	18:07:02	-8184,89	14273,90	1721,69	-0,02343	-0,09151	-0,07177	0,03906	1035,10	408,65
27/01/2010	19:45:02	-7995,78	14035,38	168,89	0,04161	-0,00030	0,00632	-0,01123	439,41	55,60
28/01/2010	18:49:02	-8801,26	9237,50	1488,71	-0,12455	0,00885	-0,06452	0,23438	1558,22	541,68
29/01/2010	20:27:02	-8512,51	15484,96	861,86	0,02496	-0,08716	-0,01900	-0,00781	874,10	348,53
30/01/2010	17:33:32	-6603,77	14537,90	-12,85	-0,00905	-0,02326	0,00754	-0,00439	292,47	109,66
30/01/2010	17:54:02	-6671,43	13401,77	2151,02	0,17525	0,02225	0,05171	-0,06250	1173,10	473,17
30/01/2010	19:11:02	-8407,36	14408,34	2237,20	0,03310	-0,03800	-0,03655	-0,01172	395,65	158,98
31/01/2010	17:54:02	-11475,51	30762,29	-573,55	-0,05194	0,28918	-0,07329	0,02637	480,55	176,92
31/01/2010	19:32:02	-7854,38	13693,70	597,02	0,00580	-0,04212	-0,01995	0,00977	568,74	161,36
15/04/2010	18:00:02	-10212,20	15902,78	3591,82	0,07518	-0,00251	0,03473	-0,00342	428,95	64,25
15/04/2010	19:35:02	-10646,55	15735,42	1615,21	0,11628	0,07286	0,01520	-0,06250	1161,32	681,37
16/04/2010	18:20:02	-8383,18	13843,24	1088,19	0,03086	-0,03723	-0,03026	0,00635	591,86	235,74
16/04/2010	19:55:02	-8771,86	12504,56	1187,68	-0,01174	-0,11609	-0,05130	0,05664	1941,96	889,31
17/04/2010	18:40:02	-10885,43	17927,81	5599,65	0,08648	-0,07337	-0,11327	-0,07813	1852,36	1180,45
17/04/2010	20:15:02	-9594,06	16957,16	840,88	0,07797	0,01308	0,05534	-0,02734	1564,20	572,06
18/04/2010	19:00:02	-11277,86	12910,40	2511,96	0,09879	-0,09984	-0,08681	0,03125	2067,74	805,03
18/04/2010	20:35:02	-8904,74	17003,20	-158,63	0,03603	0,09962	-0,02979	-0,01953	787,97	258,38
19/04/2010	17:45:02	-8646,53	12654,65	1274,31	0,00717	-0,06313	-0,05288	0,00586	887,67	183,34
20/04/2010	19:45:02	-7584,50	13175,02	1449,43	0,04869	-0,10878	-0,03037	0,00391	252,08	57,88
01/08/2010	5:35:02	-11437,20	11960,70	1811,86	0,05794	-0,01898	0,02272	-0,04199	954,50	508,22
01/08/2010	7:10:02	-7351,53	14928,28	3722,27	0,06815	0,07300	-0,03036	-0,04688	1557,76	708,11
19/08/2010	16:50:02	-8167,00	27070,52	3318,20	0,06277	0,10079	-0,11988	0,10693	1848,19	1222,21
20/08/2010	18:50:02	-6899,88	13504,16	873,10	0,16740	-0,08796	0,00455	-0,01807	177,04	69,71
21/08/2010	17:30:02	-9563,00	12652,23	1365,66	0,00330	-0,09103	-0,04751	0,02539	620,78	220,37
21/08/2010	19:10:02	-9307,78	15407,73	382,84	0,14947	0,04670	0,09296	-0,09180	1371,41	648,43
22/08/2010	19:30:02	-369,54	9737,07	-4176,23	-0,15469	-0,14012	-0,13627	0,14063	1140,32	560,86
28/08/2010	5:20:02	-8260,62	12137,37	2432,37	0,06015	-0,15231	-0,03380	-0,00879	219,72	63,92
28/08/2010	18:20:02	-9571,68	13370,12	2635,85	0,01818	-0,05783	-0,00686	0,00000	266,16	23,85

Continúa...

... Continúa

Fecha	Tiempo final	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3	sr	Error (max.) (nT)	Error (prom.) (nT)
29/08/2010	5:40:02	-7305,80	15158,74	1207,05	-0,03121	-0,15212	-0,24056	0,06348	1691,30	1169,06
29/08/2010	12:10:02	-7195,86	19425,14	-1801,91	0,16428	0,03988	0,10150	-0,24219	2533,20	998,69
29/08/2010	18:40:02	-8717,27	14156,25	1651,76	0,06231	-0,04129	-0,01500	-0,00928	202,25	28,30
30/08/2010	19:00:02	-7155,90	13548,15	1844,74	0,01830	-0,09857	0,02234	0,03125	1168,48	693,17
31/08/2010	6:20:02	-8010,31	14609,21	-1321,70	0,04674	-0,05442	0,05757	0,03516	578,82	266,40
31/08/2010	12:50:02	-8633,47	16522,53	2265,07	-0,02902	-0,03000	-0,03044	0,03516	596,27	233,48
31/08/2010	19:20:02	-5846,35	14044,61	2030,53	-0,06757	-0,09523	-0,02484	0,00781	1048,53	232,15
10/09/2010	18:20:02	-7968,29	5695,62	1413,69	-0,05033	-0,18002	-0,06650	-0,00122	582,32	51,15
10/09/2010	19:10:32	-8741,81	12102,28	2684,47	-0,00267	-0,10721	-0,06943	0,00977	563,37	202,21
11/09/2010	18:40:02	-8848,14	12877,65	1434,14	-0,00958	-0,05856	-0,06389	0,00879	991,08	449,68
11/09/2010	19:30:32	-7642,20	13106,38	1376,18	-0,00174	-0,08377	-0,03023	0,01953	1620,58	730,87
12/09/2010	19:05:02	-9797,33	15250,10	833,09	0,04198	0,01918	-0,00220	-0,03516	753,18	314,32
12/09/2010	19:55:32	-8328,34	11880,37	2255,33	0,00877	-0,08286	-0,04360	0,00793	820,18	290,22
12/10/2010	19:20:02	-8117,56	16671,60	636,49	0,09019	0,02776	0,04598	-0,07813	2193,38	1126,26
12/10/2010	21:00:02	-8861,74	14828,62	493,92	0,06677	-0,01223	0,01147	0,00000	448,86	38,44
13/10/2010	18:10:02	-7146,45	11900,59	3039,22	-0,03739	-0,13258	-0,13557	0,05078	1117,25	622,17
14/10/2010	18:30:02	-9790,56	16743,26	728,22	0,09827	0,02835	0,02125	-0,05469	1051,03	493,64
14/10/2010	20:10:02	-8577,02	14850,83	2086,49	-0,03792	-0,09617	-0,07964	0,06250	752,75	317,89
19/10/2010	16:50:02	-10819,75	14407,84	751,29	0,01181	0,11067	-0,02273	-0,02930	1349,52	429,17
19/10/2010	17:51:32	-8834,60	15376,91	1869,37	0,06456	0,05069	0,02268	-0,06250	900,04	450,99
20/10/2010	17:10:02	-7208,48	14921,35	1338,54	-0,00117	-0,04965	0,00988	-0,00781	347,11	149,47
20/10/2010	17:51:02	-5651,78	13191,38	1430,43	-0,10801	-0,07575	-0,03681	0,01172	501,94	186,09
25/10/2010	17:20:01	-6993,72	14731,45	1652,35	0,00389	-0,03124	-0,03236	-0,01758	319,94	162,01
25/10/2010	17:40:31	-9876,79	16965,73	1024,68	0,06713	0,02181	0,01071	-0,02051	784,92	171,91
25/10/2010	18:21:31	-9109,60	15549,54	1061,99	0,05673	-0,01372	-0,00530	-0,01953	1029,93	594,56
25/10/2010	18:42:01	3806,41	24118,69	3713,53	-0,22201	0,10123	0,13769	-0,02051	330,50	144,69
03/11/2010	17:20:02	-8648,19	13252,09	489,17	0,00944	-0,13143	-0,02247	0,00732	291,97	66,98
03/11/2010	17:45:32	-10603,82	15250,26	2469,30	0,21140	0,11734	0,18946	-0,18359	2825,41	1515,15
03/11/2010	18:11:02	-8347,54	13740,79	1262,32	0,00331	-0,05979	-0,03083	0,01758	524,78	218,57
03/11/2010	18:36:32	-6887,34	12015,71	1407,86	-0,05755	-0,13662	-0,08404	0,05859	1924,39	515,51
04/11/2010	17:40:02	-8172,15	14046,23	766,31	0,02436	-0,03087	-0,02641	0,00781	889,98	208,82
04/11/2010	18:31:02	-8636,96	14117,53	186,02	0,05144	-0,02218	-0,00766	-0,00879	304,49	103,36
04/11/2010	18:56:32	-8497,22	14699,37	2851,39	-0,08567	-0,17771	-0,12132	0,11523	1456,80	643,35
11/11/2010	17:15:32	-8887,26	17152,15	1910,15	0,04900	0,04489	-0,03817	-0,02344	886,82	243,58
11/11/2010	18:06:32	-8120,26	11522,56	-393,10	0,03262	-0,10523	0,01564	0,00000	506,92	193,70
12/11/2010	17:10:02	-10633,82	13146,17	2717,95	-0,06824	-0,12650	-0,11442	0,07813	1037,05	613,32
12/11/2010	17:35:32	-9658,50	15707,65	689,07	0,18068	0,10710	0,12906	-0,15234	1462,97	819,12
12/11/2010	18:01:02	-8608,66	14487,67	1575,98	0,00516	-0,05899	-0,03411	0,01953	272,84	113,86
12/11/2010	18:26:32	-7683,95	13875,42	959,82	-0,04136	-0,10992	-0,06798	0,05469	1264,41	611,93
20/11/2010	5:30:02	-9500,13	15168,60	1282,49	0,03525	-0,00316	-0,04560	0,01379	390,19	180,94
20/11/2010	7:05:02	-8903,85	13207,35	721,70	0,01461	-0,08083	-0,01660	-0,00635	222,25	97,18
20/11/2010	18:30:02	-9241,33	14098,05	656,32	0,00738	-0,03773	0,00178	0,00342	340,87	83,65
21/11/2010	5:50:02	-8135,82	14108,84	923,28	0,02472	-0,05429	-0,02818	0,00998	495,34	221,74
21/11/2010	12:20:02	-8317,63	14718,21	1180,22	0,00708	-0,04651	-0,03584	0,01953	1056,32	144,54
21/11/2010	18:50:02	-9648,60	16341,76	702,99	0,08921	-0,00404	0,01101	-0,03516	557,90	320,89
27/11/2010	4:50:02	-8824,75	15209,44	869,44	0,05773	-0,00453	0,02115	-0,02344	870,86	362,03
27/11/2010	5:15:32	-8477,75	13631,73	1197,45	0,04667	-0,04486	0,00556	-0,00781	491,12	172,36
27/11/2010	5:41:02	-8134,00	14712,21	1001,71	0,01310	-0,04782	-0,04250	0,00977	604,68	166,43
27/11/2010	6:06:32	-6904,90	13996,28	-243,56	-0,00158	-0,11249	-0,04756	0,05225	1611,44	678,48
28/11/2010	4:50:02	-9451,09	14535,70	3890,40	0,06070	-0,01209	-0,12347	-0,01306	902,59	238,76
28/11/2010	6:06:32	-9333,09	18980,77	258,79	-0,04756	-0,02323	-0,09947	0,08984	1138,76	547,10
01/12/2010	5:20:01	-8148,51	14682,25	853,60	0,06610	-0,01559	0,00165	-0,01563	1752,90	545,47
02/12/2010	6:10:31	-8247,77	14579,30	221,19	0,00953	0,00462	-0,01046	0,01367	357,39	147,92
03/12/2010	5:20:01	-8078,13	16935,49	1498,18	0,07307	0,04946	-0,00195	-0,01563	607,09	263,19
03/12/2010	6:10:31	-7969,48	15649,93	1952,29	0,06980	0,02245	-0,00516	-0,01953	658,38	247,20
04/12/2010	7:00:02	-8171,07	12380,99	2107,94	-0,10994	-0,07788	-0,06424	0,02539	1398,97	269,73
04/12/2010	7:50:31	-8139,88	13396,67	1747,62	-0,02196	-0,05058	-0,04044	0,01953	898,87	327,48
05/12/2010	5:20:01	-7467,06	12861,87	2418,17	-0,02426	-0,09826	-0,07400	0,03125	1279,62	509,26
05/12/2010	6:10:31	-8076,55	14101,93	844,44	0,01524	-0,03393	-0,00870	0,00000	1179,90	283,12
06/12/2010	17:25:02	-8323,82	14129,09	894,46	0,02379	-0,03475	-0,00840	0,00269	371,56	54,00
06/12/2010	18:16:02	-9343,06	17552,54	779,74	0,03950	0,04580	-0,01129	0,00342	472,99	47,49

Continúa...

... Continúa

Fecha	Tiempo final	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3	sr	Error (max.) (nT)	Error (prom.) (nT)
06/12/2010	18:41:32	-8023,62	14770,86	4173,23	0,03105	-0,02451	-0,07792	-0,01758	931,12	266,41
07/12/2010	17:40:02	-10163,03	17478,55	159,21	0,09700	0,04703	0,02892	-0,05859	2114,95	728,02
08/12/2010	18:00:02	-7004,50	13326,33	-263,63	0,03258	-0,04876	-0,02126	0,04297	747,44	229,07
08/12/2010	18:20:32	-9893,21	15163,31	1809,66	-0,04416	-0,02986	-0,01595	0,00586	267,68	63,39
08/12/2010	18:41:02	-8761,03	14449,92	1744,62	0,06726	-0,00088	0,00526	-0,03125	668,08	357,08
09/12/2010	16:50:02	-5999,67	14107,18	1833,44	-0,05430	-0,09233	-0,09269	0,03613	2299,35	419,63
09/12/2010	17:20:02	-7385,64	14933,86	1398,86	0,02699	-0,02358	0,00362	-0,01563	646,69	243,71
17/12/2010	5:15:02	-8540,05	14535,50	1166,38	0,00988	-0,03505	-0,01077	0,00391	501,40	132,99
17/12/2010	5:51:02	-6959,25	14093,57	205,61	0,06991	-0,01446	-0,00988	0,00098	443,40	95,00
17/12/2010	6:27:02	-8664,81	13957,16	1023,12	0,02929	-0,03063	-0,02293	-0,00195	426,94	109,68
18/12/2010	17:00:03	-8915,88	12469,01	1547,06	0,02021	-0,04904	-0,03085	-0,01758	913,33	270,16
18/12/2010	17:36:01	-8400,22	14572,17	1182,50	0,04758	-0,01526	-0,00680	-0,01123	352,79	140,70
18/12/2010	18:12:02	-4268,75	9067,81	2270,62	-0,06266	-0,15391	-0,08135	0,01953	936,47	232,44
19/12/2010	17:00:03	-7646,35	13640,52	969,80	0,04135	0,00188	-0,00773	-0,01318	334,66	112,42
19/12/2010	17:36:01	-8445,20	12579,38	1281,82	0,03358	-0,16943	-0,00706	0,00195	413,89	123,29
27/12/2010	5:28:02	-8784,95	15164,84	1643,36	0,01980	-0,01851	0,01769	-0,00244	140,42	39,96
27/12/2010	5:49:02	-3568,88	13723,96	2259,91	-0,35067	-0,12074	-0,11447	0,14063	2313,06	693,69
27/12/2010	6:45:01	-10437,19	15487,49	5154,43	-0,01035	-0,03939	0,00785	0,03125	770,50	271,75
28/12/2010	5:49:02	-9132,30	11525,38	808,85	-0,07737	-0,15472	-0,14332	0,09375	1734,85	1019,18
28/12/2010	6:10:02	-7921,28	8266,62	4477,90	-0,12887	-0,23673	-0,18181	0,09375	1800,33	618,31
29/12/2010	6:10:02	-6148,68	14997,88	1218,83	-0,07791	-0,16010	-0,19754	0,20313	2677,12	726,28
29/12/2010	7:27:01	2983,92	9324,87	-4717,10	-0,32903	-0,34866	0,35590	0,12891	2909,51	741,73
30/12/2010	6:10:01	-8708,67	13644,02	243,86	0,02395	-0,01508	0,01324	-0,00830	146,79	27,62
30/12/2010	6:31:02	-8575,70	12392,61	1050,36	0,02280	-0,07507	-0,06801	-0,00586	179,17	39,51
30/12/2010	6:52:02	-10206,56	15274,58	1730,06	0,03657	-0,07859	-0,06948	0,03101	171,28	60,45
30/12/2010	7:48:01	-4091,97	15173,94	-80,15	0,15342	-0,02192	-0,01461	0,01172	418,97	157,84
17/02/2011	5:35:02	-8456,63	13719,40	1523,52	-0,01116	-0,02988	-0,05797	0,00977	650,87	253,70
17/02/2011	6:00:02	-8448,43	19063,00	1910,05	0,07161	0,06882	0,02103	-0,02344	1834,05	570,51
18/02/2011	5:50:02	-11643,20	17553,17	2963,08	-0,09864	-0,15270	-0,14409	0,10938	2531,02	1001,86
18/02/2011	6:15:02	-10749,06	19546,97	7063,23	-0,00514	-0,06486	-0,02886	-0,03125	971,71	593,74
18/02/2011	17:15:02	-22910,89	17886,66	1451,16	0,39501	0,15216	0,08477	-0,12500	3546,14	1622,49
19/02/2011	6:15:02	-11531,78	19674,78	3396,87	-0,16899	-0,53531	-0,35781	0,03125	930,29	364,10
19/02/2011	6:40:02	-19221,09	10492,76	-3173,31	0,11392	-0,20474	-0,23044	0,07813	2531,14	695,29
19/02/2011	17:35:02	-3912,84	9497,69	4851,23	-0,14775	-0,19897	-0,23053	0,12500	6278,16	2036,04
20/02/2011	6:35:02	3005,99	1103,43	9794,14	-0,31918	-0,46545	-0,56511	0,07813	7498,44	1861,38
20/02/2011	7:00:02	3433,37	3803,62	20197,35	-0,34000	-0,42240	-0,56853	0,01563	1180,17	526,19
01/03/2011	17:50:02	-7730,68	14547,57	14,09	0,05045	-0,03145	-0,03844	0,00781	430,95	113,58
01/03/2011	19:30:02	-10746,59	13203,67	-1315,49	-0,09071	-0,12750	-0,04342	0,07227	1244,39	703,62
02/03/2011	5:15:02	-6918,06	13123,56	1174,52	0,07407	-0,06743	-0,07949	0,01563	849,04	289,88
02/03/2011	18:15:02	-8254,53	13959,08	816,17	0,01793	-0,04957	-0,03087	0,01563	749,05	212,64
02/03/2011	19:50:02	-8452,74	14593,33	-113,83	0,01569	-0,02060	0,01365	0,00195	634,95	171,87
03/03/2011	5:35:02	-16677,93	8784,35	6086,15	0,06097	-0,06247	-0,03629	-0,03906	1913,93	1113,09
03/03/2011	18:35:02	-23540,60	20433,48	-1604,54	0,16450	0,05687	-0,01880	0,20313	4851,79	2514,85
12/03/2011	0:55:02	-5933,78	13071,75	5966,31	0,11746	-0,16806	-0,09806	-0,02051	199,17	84,90
12/03/2011	7:10:02	-8485,67	13250,16	-166,11	0,09217	-0,03019	0,01767	-0,05859	1003,95	345,97
12/03/2011	18:30:02	-7608,71	11238,07	3285,15	-0,08244	-0,13872	-0,18653	0,06250	2256,07	1414,45
13/03/2011	0:30:02	-7260,62	11422,96	4291,49	0,08418	-0,04539	-0,00661	-0,06250	2029,49	1341,63
13/03/2011	18:50:02	-8339,03	14429,93	-40,33	0,00445	-0,06908	-0,05179	0,01563	780,60	288,36
14/03/2011	0:50:02	-9393,73	15431,55	2224,66	0,03224	-0,01668	0,01714	-0,00781	535,13	148,51
14/03/2011	7:50:01	-10804,86	14433,63	1370,91	0,07621	-0,03867	-0,02962	0,01758	536,81	201,86
15/03/2011	0:30:02	-9378,78	15457,21	648,55	0,00328	-0,01480	0,01055	-0,00781	613,32	259,87
16/03/2011	0:45:02	-2008,22	18089,35	1470,99	-0,29956	0,03864	-0,02281	-0,00098	287,77	58,84
16/03/2011	6:55:02	-7561,12	13489,47	36,64	0,02192	-0,04495	-0,02652	0,01563	992,32	445,14
20/03/2011	18:05:02	-9658,67	14092,69	-3219,04	-0,01201	-0,09993	-0,11913	-0,00439	174,60	60,66
21/03/2011	16:50:02	-7851,05	14419,20	939,66	-0,02701	-0,10754	-0,09764	0,07031	1406,63	529,66
22/03/2011	18:50:02	-9557,53	18795,84	341,32	-0,06220	-0,06294	-0,10516	0,11328	1202,88	653,65
23/03/2011	17:30:02	-9261,42	2589,34	1254,27	0,03263	-0,20784	-0,12007	-0,06055	1729,78	884,07
23/03/2011	19:10:02	-9856,65	14560,70	847,92	0,06628	0,00511	0,05018	-0,03906	594,21	304,10
24/03/2011	17:50:02	-7571,52	14193,68	1335,45	-0,06442	-0,04027	-0,02833	0,00977	439,21	189,88
24/03/2011	19:30:02	-7921,58	15420,18	1812,13	0,01408	-0,02026	-0,00595	-0,00781	275,60	101,23
12/05/2011	17:00:02	-8280,65	14195,33	1124,41	0,04434	-0,01708	-0,00232	-0,01514	434,78	211,84

Continúa...

... Continúa

Fecha	Tiempo final	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3	sr	Error (max.) (nT)	Error (prom.) (nT)
12/05/2011	17:21:02	-8579,44	14378,48	1645,53	-0,00487	-0,05421	-0,03995	0,02148	441,24	146,25
13/05/2011	12:30:02	-8556,17	12639,90	1023,90	0,03019	-0,05294	-0,00256	-0,01563	421,93	173,50
13/05/2011	17:15:02	-4853,65	13512,79	271,71	0,04191	-0,10798	-0,08057	0,03125	2025,04	943,91
14/05/2011	12:50:02	-9270,96	14043,78	-2335,07	-0,01956	0,06369	0,04114	0,04102	315,95	93,71
15/05/2011	13:05:02	-9371,90	10397,22	2686,84	-0,01940	-0,14767	-0,23142	0,02734	397,52	100,07
15/05/2011	18:00:02	-8365,88	14491,41	54,10	0,05054	-0,04125	-0,03186	-0,01172	478,08	221,38
15/05/2011	18:21:02	2262,99	8808,08	-4818,08	-0,29402	-0,33444	-0,27548	0,10938	3193,38	901,54
16/05/2011	16:50:02	-6706,46	13608,14	1467,60	-0,01075	-0,05190	-0,02135	-0,00977	290,09	66,23
30/05/2011	5:30:02	-7980,15	13758,88	783,43	0,00420	-0,01840	-0,01627	0,00781	552,09	151,48
30/05/2011	7:00:01	-9065,62	15040,20	1674,86	0,03342	-0,06041	0,03014	0,00098	191,64	49,17
30/05/2011	8:40:01	-8766,09	14208,26	787,31	0,02842	-0,05166	-0,02106	-0,00781	387,44	146,56
31/05/2011	5:45:01	-8298,87	18408,38	1304,15	0,21505	0,11088	-0,08602	-0,01758	794,18	205,93
31/05/2011	9:00:01	-9712,62	14243,15	-570,37	0,14536	-0,10163	-0,13689	0,06250	2432,46	1584,03
01/06/2011	6:05:01	-8764,12	14917,55	1481,51	0,03643	-0,02532	-0,03961	-0,00021	107,24	30,52
01/06/2011	7:40:01	-8178,39	13729,95	494,90	0,02610	-0,03537	-0,00907	0,01074	564,14	229,48
01/06/2011	9:20:01	-8116,42	14723,23	618,02	0,02230	-0,03225	0,02099	-0,00586	375,22	139,27
02/06/2011	6:25:02	-8468,16	13561,66	1344,17	0,02182	-0,05307	-0,01249	-0,00586	245,17	105,92
02/06/2011	8:00:02	-8847,39	14776,97	3093,88	0,00955	-0,05524	-0,05157	0,01074	446,32	167,51
02/06/2011	9:40:02	-8608,65	14654,62	1160,70	-0,01781	-0,01777	0,00622	-0,01563	488,50	161,54
03/06/2011	5:10:02	-7452,11	15909,13	2362,99	0,04976	0,03429	0,11283	-0,03125	1513,81	466,60
03/06/2011	6:45:02	-10666,40	15179,39	428,45	0,04568	-0,06665	-0,07268	0,03125	1418,96	574,75
03/06/2011	8:25:02	-8798,67	13118,52	1574,79	0,02990	-0,07162	0,00679	-0,00635	248,10	101,15
17/10/2011	18:20:32	-12257,87	12348,66	490,77	0,20785	-0,08652	-0,08624	0,05859	1662,48	694,52
18/10/2011	16:45:02	-5695,26	12803,08	173,88	0,02710	-0,04384	-0,02571	0,07031	782,44	454,28
18/10/2011	18:20:02	779,35	15846,02	-5373,37	-0,39409	-0,12971	-0,28914	0,03906	384,10	194,96
29/10/2011	18:50:02	-5108,14	16517,18	9910,03	-0,33235	-0,24684	-0,41094	0,18750	3702,03	1365,99
29/10/2011	19:11:02	-7209,81	9134,01	3214,87	-0,22339	-0,28155	-0,29745	0,16992	2254,32	1127,35
30/10/2011	17:56:02	2091,77	12431,40	4352,73	-0,32583	-0,08703	-0,10644	-0,01953	495,47	248,33
30/10/2011	19:31:02	-12423,22	10301,44	-299,61	-0,13520	-0,16961	-0,08282	0,03125	780,34	338,23
31/10/2011	18:16:02	-9477,41	12755,77	3166,61	0,03322	-0,06945	-0,07339	0,00513	137,93	52,85
05/11/2011	19:56:01	-7942,52	3928,28	5201,42	-0,30470	-0,35399	-0,08168	0,12109	1591,46	833,33
08/11/2011	19:21:02	-9311,37	14936,06	1034,70	0,12181	0,03877	0,06508	-0,09375	888,67	439,34
14/11/2011	18:11:02	-13978,38	15568,10	687,09	-0,39818	-0,20404	-0,31938	0,17188	514,12	185,62
14/11/2011	19:46:02	-9366,95	13772,58	1697,20	0,07359	-0,05159	-0,02197	0,00122	125,90	18,37
15/11/2011	16:45:02	-8282,06	13976,24	3226,26	-0,07220	-0,11867	-0,11202	0,07422	1095,68	576,09
16/11/2011	17:16:02	-8540,54	11124,09	-2697,71	0,04588	-0,03478	-0,05329	-0,00488	165,88	68,40
16/11/2011	18:51:02	-9590,82	14923,61	2528,57	0,02070	-0,04235	-0,02571	0,01465	206,55	88,46
12/01/2012	5:35:02	-8013,11	14887,84	1814,23	0,05937	-0,01900	-0,03567	0,00586	376,85	149,69
12/01/2012	7:10:02	-12258,34	-2218,62	2849,24	-0,34010	-0,35138	-0,21102	0,06250	2214,98	866,48
14/01/2012	4:45:02	-14179,10	15842,59	3300,95	0,05214	0,02329	-0,11593	0,11523	2501,06	1383,29
14/01/2012	7:50:02	-3512,16	9117,40	11094,06	-0,20474	-0,41131	-0,18610	-0,06250	1825,43	703,60
09/07/2012	18:55:02	-7839,45	16190,97	3046,71	0,08575	-0,05618	-0,01231	-0,03125	1037,68	593,37
10/07/2012	20:55:02	-7964,49	14116,76	889,59	0,00033	-0,06349	-0,03523	0,03125	1431,61	613,99
11/07/2012	18:00:02	-2752,27	16687,41	1862,27	-0,16327	-0,14082	-0,08356	0,08984	1237,08	702,50
11/07/2012	21:15:02	-6712,81	16306,50	3709,27	-0,04338	-0,00344	0,00777	0,03906	924,25	557,11
12/07/2012	18:20:02	-8419,70	14381,19	72,70	-0,01755	-0,07316	-0,01336	0,04688	983,38	450,93
12/07/2012	20:00:02	-1669,73	19443,81	-3069,38	-0,23155	-0,26384	-0,26042	0,10938	1909,04	997,34
12/07/2012	21:35:02	-9491,17	16804,01	1378,76	0,10207	-0,03156	0,00077	-0,02734	905,19	490,66
13/07/2012	17:00:02	19120,81	17171,38	8739,53	-0,60572	-0,19338	-0,07870	-0,03125	476,50	218,17
13/08/2012	17:45:02	-8062,88	15544,62	-171,92	0,01379	-0,02883	-0,04976	0,04688	774,71	341,72
13/08/2012	19:20:02	2033,58	8968,75	-9501,82	-0,24813	-0,27388	-0,34341	-0,02344	892,98	302,41
14/08/2012	19:40:02	-8568,63	14588,24	3972,98	-0,01766	-0,07390	-0,06523	0,07031	1148,22	522,07
14/08/2012	21:20:02	-5381,08	15777,40	205,49	-0,06981	-0,21848	-0,06961	0,07031	1786,26	924,42
15/08/2012	16:50:02	-8002,97	17536,83	1735,49	0,06221	-0,11742	-0,00133	-0,05859	667,48	338,89
15/08/2012	20:00:02	-8081,73	16240,18	2203,57	0,06563	-0,00207	-0,02838	-0,02734	767,93	488,43
16/08/2012	17:05:02	-9119,47	13725,84	6349,87	-0,10914	-0,15840	-0,14901	0,17188	2444,14	1045,66
16/08/2012	18:45:02	-10621,43	14558,46	-1289,72	0,22935	0,12945	0,09819	-0,17578	1979,40	967,79
17/08/2012	19:05:02	-9356,97	16438,26	1386,92	0,09883	0,04784	0,09958	-0,02979	337,81	183,36
17/08/2012	20:40:02	-7780,47	14698,34	2647,92	0,02769	-0,03048	0,05129	0,00244	192,52	53,20
16/09/2013	7:20:02	-22626,73	-1897,42	-6765,10	0,16845	0,01389	0,18810	-0,06152	1081,38	211,82
17/09/2013	7:40:02	-8653,48	15704,89	569,80	0,05945	0,04782	0,07069	-0,01367	700,96	345,37

Continúa...

... Continúa

Fecha	Tiempo final	b1 (nT)	b2 (nT)	b3 (nT)	s1	s2	s3	sr	Error (max.) (nT)	Error (prom.) (nT)
17/09/2013	8:00:12	-8614,84	16253,98	-1014,90	0,10107	-0,00907	-0,01482	-0,02930	1027,34	458,27
18/09/2013	6:10:01	-24532,98	16551,74	3917,13	0,30127	-0,08063	0,04683	0,12500	1830,56	802,21
18/09/2013	6:30:21	-4205,56	14485,82	758,94	0,21191	-0,04401	-0,04272	0,15625	1294,48	603,70
16/12/2014	9:19:31	-3616,31	43387,83	-17651,90	-0,38645	0,42668	-0,47464	-0,01953	759,74	310,77
16/12/2014	20:17:21	-7869,27	13569,35	486,19	0,05067	-0,01875	0,00879	0,01953	586,53	229,75
17/12/2014	6:29:32	-9116,77	15803,88	-805,55	0,02092	0,03156	0,02323	-0,02930	1254,52	769,46
17/12/2014	6:55:02	-9696,40	17774,48	-3150,95	-0,16632	0,08194	0,08726	0,03125	1393,06	572,31
17/12/2014	17:20:41	-8877,24	8206,45	1548,56	0,08539	-0,06908	0,09256	-0,06445	610,03	283,14
17/12/2014	17:36:11	-10653,38	16187,41	2596,67	-0,04853	-0,09576	-0,06533	0,13477	1344,08	646,61
17/12/2014	17:51:41	484,54	-10670,85	-3026,20	-0,31717	-0,47818	-0,35885	0,12109	2408,31	820,09

APÉNDICE B. *Programas informáticos*

Se presenta aquí una lista con todos los programas informáticos que han sido desarrollados específicamente para este trabajo:

- nst1b_path.m
 - nst1b_process_path.m
 - timestr2num.m
 - coordstr2num.m
 - timenum2str.m
 - padcat.m
- nst1b_trajectory.m
 - nst1b_process_trajectory.m
 - testmat_nst1b.m
 - twoline2rv_nst1b.m
 - days2mdhms_nst1b.m
 - jday_nst1b.m
 - sgp4init_nst1b.m
 - getgravc_nst1b.m
 - initl_nst1b.m
 - gstime_nst1b.m
 - dscom_nst1b.m
 - dpper_nst1b.m
 - dsinit_nst1b.m
 - sgp4_nst1b.m
 - dspace_nst1b.m
 - invjday_nst1b.m
 - rv2coe_nst1b.m
 - mag_nst1b.m
 - angl_nst1b.m
 - newtonnu_nst1b.m
- nst1b_check_Day_init.m
- nst1b_check_longitude.m
- nst1b_read_tm.m
 - nst1b_process_tm.m
 - inv_dec_day.m
 - padcat.m (rep.)
- nst1b_model.m
 - nst1b_process_model.m
 - wmm2005.m
 - wmm2010.m
 - dyear.m
- nst1b_pre_correct.m
 - dyear.m (rep.)
- nst1b_relative_angle.m
 - nst1b_process_rel_ang.m
- nst1b_euler_angle.m
 - vol_nst1b.m (rep.)
- nst1b_find_spin.m
- vol_nst1b.m

- nst1b_V_SCAN.m
 - nst1b_data_calc.m
 - nst1b_movavg.m
 - nst1b_select_min.m
- nst1b_TWOSTEP_a.m
 - nst1b_TWOSTEP_graph05.m
- nst1b_TWOSTEP_b.m
- nst1b_TWOSTEP_c.m
 - nst1b_pre_correct.m (rep.)
 - dyear.m (rep.)
 - nst1b_TWOSTEP_mu_s2.m
 - nst1b_TWOSTEP_graph01.m
 - nst1b_TWOSTEP_graph02.m
- nst1b_TWOSTEP_graph03.m
- nst1b_TWOSTEP_graph04.m
- nst1b_TWOSTEP_graph05.m
- nst1b_refine_TWOSTEP.m
- nst1b_meas_corrected.m
 - nst1b_pre_correct.m
 - dyear.m (rep.)
 - nst1b_movavg.m
- nst1b_read_intermagnet.m

Los programas completos serán aportados en formato digital.

Cada programa informático creado o adaptado y utilizado en este trabajo está etiquetado convenientemente siguiendo el mismo patrón, que es el que sigue:

Ejemplo de
etiqueta

```
function [output1, output2] = nombre(input1, input2)
%
% Miguel F. Cerdán Cojedor
%
% - Afiliación.
%
% Fecha de inicio y final de la programación
%
% -----
%
% Sintaxis:   [output1, output2] = nombre(input1, input2)
%
% Explicación del programa.
%
% INPUT
% - input1.
% - input2.
%
% OUTPUT
% - output1.
% - output2.
%
% "Coupling" (Programas anidados):
% - xxx.m.
% - yyy.m.
%
% -----
%
% NOTAS
% - Versión.
% - Otros.
%
% -----
%
```

En la mayoría de los programas, salvo que se indique lo contrario, la afiliación del autor es siempre la misma:

Afiliación

```
% Miguel F. Cerdán Cojedor  
%  
% - Optoelectronics Lab, INTA. Spain.  
% - Dpto. de Física de la Tierra, Astronomía y Astrofísica I  
% Facultad de Ciencias Físicas, UCM. Spain.
```

El desarrollo de programas informáticos está apoyado en el aprendizaje a través de cursos tutoriales e intercambio de líneas de programación con otros programadores de todo el mundo. Esto suele ocurrir en inglés, razón por la que es más útil escribir los programas en ese idioma.

APÉNDICE C. *Órbita baja terrestre*

- **AP-C.1 Nociones de astrodinámica**
 - C.1.1. Reglas generales
 - C.1.2. Elementos orbitales
 - C.1.3. Perturbaciones orbitales
 - C.1.4. Precesión
 - **AP-C.2 Definición de una órbita baja terrestre**
 - C.2.1. Tipos de órbitas catalogadas
 - C.2.2. Regiones características
 - C.2.3. Radiación en una órbita baja terrestre
 - **AP-C.3 Parámetros orbitales**
 - C.3.1. Posición relativa Sol-Tierra: Eclipses
 - C.3.2. Índices de meteorología espacial
 - C.3.3. Fenomenología espacial
 - C.3.4. Otras consideraciones
 - **AP-C.4 Monitorización de los parámetros orbitales**
-

Este trabajo se centra en el satélite NANOSAT-1B, que está en vuelo en lo que se denomina como Órbita Baja Terrestre (LEO). En este apéndice se describe en detalle cómo es este entorno.

Se comienza por describir los rudimentos básicos de la astrodinámica para entender mejor las características del vuelo del satélite. Se hace una descripción de la propia órbita baja, especificando algunas regiones especiales que es necesario conocer. Finalmente, se definen los parámetros orbitales y algunos eventos de fenomenología espacial, de utilidad para conocer el estado de la órbita LEO en relación a la meteorología espacial (interacciones Sol-Tierra). Estos parámetros son convenientemente monitorizados y registrados a lo largo de este estudio.

AP-C.1. Nociones de astrodinámica

La Astrodinámica o Mecánica Orbital es el estudio del movimiento que describen satélites y otros cuerpos artificiales orbitando alrededor de cuerpos celestes grandes, poniendo especial interés en las trayectorias, las maniobras orbitales, los cambios de plano orbital y las transferencias interplanetarias (Chobotov, 2002). Se utiliza la Astrodinámica para el diseño y control de misiones espaciales de todo tipo.

C.1.1. Reglas generales

En el *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* de Newton ya se estudió que la fuerza gravitacional entre dos masas puntuales es inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre los puntos, resolviendo el problema de los dos cuerpos y demostrando que el vector radio entre los dos puntos describe una elipse.

Siempre que se considere un movimiento afectado únicamente por atracción gravitatoria, sin intervención de impulso artificial u otras fuerzas no gravitatorias, y que la gravedad de uno de los dos cuerpos domine significativamente a la del otro, se pueden aplicar las Leyes de Kepler del movimiento planetario (McBride et al., 2004). Estas leyes se pueden derivar matemáticamente de las Leyes de Newton:

- **Primera Ley:** Las órbitas son elípticas, con el cuerpo más pesado situado en uno de los focos de la elipse. Si se consideran las órbitas dentro de un plano, se pueden utilizar coordenadas polares (r y θ , desde un foco) para describirlas. Una elipse:

$$r = \frac{\rho}{1 + \varepsilon \cdot \cos\theta} \quad (128)$$

Siendo ρ el *semi-latus rectum*, la distancia entre el satélite y el planeta a $\theta=90^\circ$ ó $\theta=270^\circ$, y ε la *excentricidad*, el coeficiente de variación entre el periapsis y el apoapsis:

$$\varepsilon = \frac{r_{\max} - r_{\min}}{r_{\max} + r_{\min}} \quad (129)$$

Donde r_{\max} es el *apoapsis*, la distancia mínima entre el satélite y el planeta ($\theta=0^\circ$) y r_{\min} es el *periapsis*, la distancia máxima entre el satélite y el planeta ($\theta=180^\circ$):

$$r_{\max} = \frac{\rho}{1 - \varepsilon}, \quad r_{\min} = \frac{\rho}{1 + \varepsilon} \quad (130)$$

Se puede definir a como el *semieje mayor*, la media aritmética entre r_{\max} y r_{\min} , y b como el *semieje menor*, la media geométrica entre r_{\max} y r_{\min} :

$$a = \frac{\rho}{1 - \varepsilon^2}, \quad b = \frac{\rho}{\sqrt{1 - \varepsilon^2}} \quad (131)$$

El *semi-latus rectum* es entonces la media armónica entre r_{\max} y r_{\min} :

$$\rho \cdot a = r_{\max} \cdot r_{\min} = b^2 \quad (132)$$

Se define también A, el *área* de la elipse:

$$A = \pi \cdot a \cdot b \quad (133)$$

- **Segunda Ley:** Una línea dibujada del planeta al satélite barre áreas idénticas en los mismos espacios de tiempo, sin importar en qué punto de la órbita nos encontremos. Si se considera un periodo infinitesimal de tiempo, dt, el área barrida se puede asimilar a un triángulo de base r y altura r·dθ, y también será infinitesimal, dA:

$$dA = \frac{1}{2} \cdot r^2 \cdot d\theta \longrightarrow \frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \cdot r^2 \cdot \frac{d\theta}{dt} \quad (134)$$

Así pues, un satélite en órbita baja se moverá más rápido con respecto a la superficie del planeta que un satélite en una órbita más alta debido a una atracción gravitacional más fuerte cuanto más cerca se está del planeta.

Si se llama P al *periodo de traslación total*, tenemos que:

$$\pi \cdot a \cdot b = P \cdot \frac{1}{2} \cdot r^2 \cdot \dot{\theta} \quad (135)$$

Donde n es el *movimiento promedio* del satélite alrededor del planeta:

$$n = \frac{2 \cdot \pi}{P}, \quad n \cdot a \cdot b = r^2 \cdot \dot{\theta} \quad (136)$$

- **Tercera Ley:** El cuadrado del periodo orbital del satélite es proporcional al cubo de su semieje mayor:

$$P^2 = \frac{4 \cdot \pi^2}{G \cdot (M_1 + M_2)} \cdot a^3 \longrightarrow P^2 \propto a^3 \quad (137)$$

Siendo G la constante gravitacional de Newton y M₁ y M₂ las masas del planeta y el satélite, respectivamente.

Sin aplicar ningún impulso, tal como un motor cohete, la altura y forma de la órbita de un satélite no cambiará, y se mantendrá en la misma orientación con respecto a “estrellas fijas” (aquellas que se consideran de referencia).

Si se aplica impulso en un punto de la órbita del satélite, este volverá a ese mismo punto en cada pase subsiguiente, aunque el resto de su trayectoria cambiará: si el impulso aplicado se hace en el sentido que ralentice al satélite, se creará una nueva órbita elíptica con un periapsis más bajo en el punto diametralmente opuesto. Si el impulso aplicado se hace en el sentido que acelere al satélite, se creará una nueva órbita elíptica con un apoapsis más alto en el punto diametralmente opuesto.

C.1.2. Elementos orbitales

Se requieren seis parámetros para especificar una órbita alrededor de un cuerpo (Chobotov, 2002). Tradicionalmente se usan un conjunto de elementos orbitales conocidos como *elementos keplerianos*, que son:

- **Inclinación (i)**

La inclinación describe la forma y la orientación de la órbita celeste. Es la distancia angular desde el plano orbital hasta el plano de referencia, normalmente el plano que contiene al ecuador del planeta, o *eclíptica*, el plano perpendicular al eje de rotación del cuerpo central.

- **Longitud del nodo ascendente (Ω)**

La longitud del nodo ascendente es el ángulo desde la dirección de referencia, llamada “origen de longitud”, hasta la dirección del nodo ascendente, medido en el plano de referencia. Un *nodo orbital* es uno de los dos puntos donde la órbita cruza al plano de referencia sobre el que está inclinada. Si se ha definido una dirección de referencia desde un sitio a otro del plano de referencia, se pueden distinguir los nodos. Para órbitas geocéntricas y heliocéntricas, el **nodo ascendente** (o *nodo norte*) es el punto donde el objeto orbitador se mueve de sur a norte a través del plano de referencia, y el **nodo descendente** (o *nodo sur*) es donde se mueve de norte a sur. La línea de nodos es la intersección del plano orbital con el plano de referencia, y que pasa por los dos nodos.

Comúnmente, para una órbita geocéntrica, se suele utilizar como plano de referencia el plano ecuatorial de la Tierra, y el *Primer Punto de Aries* (ó *Equinoccio de Otoño*, ó *Equinoccio Vernal*, ó *Punto Aries*) como el origen de longitud. En este caso, la longitud también se llama **ascensión recta del nodo ascendente** (*right ascension of the ascending node, RAAN*). El ángulo se mide hacia el este (en dirección antihoraria, visto desde el norte) desde el Primer Punto de Aries hasta el nodo.

- **Argumento del periapsis (ω)**

El argumento del periapsis, ó *argumento del perifoco* ó *argumento del pericentro*, es el ángulo entre el periapsis de la órbita y su nodo ascendente, medido en el plano orbital y en la dirección del movimiento. Un argumento del periapsis de 0° significa que el orbitador estará en su punto más cercano al cuerpo central en el mismo momento que cruza el plano de referencia de sur a norte. Y un argumento del periapsis de 90° significa que el orbitador alcanzará el periapsis en su punto más al norte desde el plano de referencia.

Sumando el argumento del periapsis a la longitud del nodo ascendente, obtenemos la longitud del periapsis.

- **Excentricidad (ϵ)**

La excentricidad orbital de un objeto astronómico es un parámetro que determina cómo una órbita se desvía de una forma perfectamente circular: un valor de 0 define a esa órbita circular, valores entre 0 y 1 forman una órbita elíptica, y un valor de 1 describe una órbita parabólica de escape.

- **Semieje mayor (a)**

El eje mayor de una elipse es su diámetro más largo, una línea que pasa por el centro y los dos focos y cuyos extremos están en los puntos más anchos de la figura. El semieje mayor es la mitad de esta línea, y va desde el centro hasta el borde de la elipse pasando por un foco. Esencialmente, es la medida del radio de una órbita tomado en sus dos puntos más distantes.

- **Anomalía media en la época (M_0)**

La anomalía media es un parámetro orbital proporcional al área barrida por la línea que va desde el foco al cuerpo desde el último periapsis; se incrementa uniformemente de 0 a 2π rad durante cada órbita, aunque no es un ángulo: es el tiempo desde el último periapsis multiplicado por el movimiento promedio y se define por la ecuación:

$$M = n \cdot t = \frac{2\pi}{P} t, \quad t = 0..P \quad (138)$$

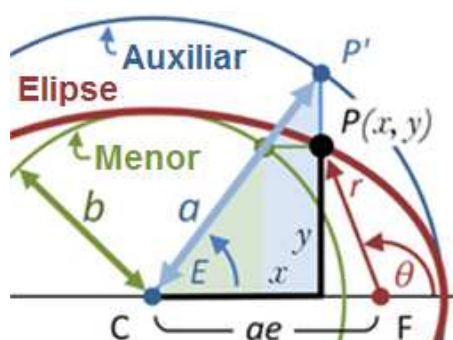
Es uno de los tres parámetros angulares llamados “anomalías” que definen una posición sobre una órbita; los otros dos son la *anomalía excéntrica* (E) y la *anomalía verdadera* (v), que podemos definir según las ecuaciones:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \longrightarrow \left\{ \cos(E) = \frac{x}{a} \quad \sin(E) = \frac{y}{b} \right\} \quad (139)$$

$$\sin(v) = \frac{\epsilon \cdot r}{|\epsilon| \cdot |r|} \quad (140)$$

Siendo r la posición radial del orbitador. La anomalía verdadera del punto P es el ángulo θ y la anomalía excéntrica es el ángulo E . El centro de la elipse es el punto C y el foco es F : la posición radial se mide desde el foco, no desde C .

FIGURA AP. C-1 - Esquema de una trayectoria elíptica y algunos parámetros orbitales



En situación ideal, una vez que se conocen los elementos orbitales de un cuerpo, su posición puede ser calculada indefinidamente en el tiempo, tanto para delante como para detrás. Sin embargo, en la práctica, las órbitas están afectadas por distintos tipos de

perturbaciones, fuerzas distintas a la gravedad entre dos cuerpos, por lo que los elementos orbitales cambian con el tiempo.

C.1.3. Perturbaciones orbitales

El estudio de las órbitas anteriormente descrito es sólo la primera aproximación al problema real, donde existen multitud de factores que intervienen e influyen en el movimiento de los cuerpos orbitando alrededor de planetas: el problema de los dos cuerpos es bien conocido, pero no existe un tratamiento analítico exacto para el problema de los tres cuerpos. Por ello se desarrolla el análisis de las perturbaciones orbitales. Con esto se consigue una descripción matemática muy precisa de las trayectorias de los planetas.

Newton comprendió que la perturbación de la Luna no era suficiente para solucionar el problema de los tres cuerpos, pues las desviaciones de una órbita de Kepler pura alrededor de la Tierra eran mucho mayores que las desviaciones de las órbitas de los planetas en su rotación alrededor del Sol, causadas por la atracción gravitatoria entre los propios planetas.

Pero hoy en día, con la potencia computacional del cálculo numérico y los ordenadores, estos problemas prácticamente desaparecen, pues podemos modelar y predecir el movimiento de cualquier cuerpo celeste con una exactitud casi perfecta utilizando *métodos numéricos de propagación de las trayectorias*. Aún así, algunas expresiones analíticas para describir los efectos de tales fuerzas perturbadoras son muy útiles.

i. Modelo de las Perturbaciones Generales Simplificadas

El objetivo de un modelo de propagación en la órbita es poder predecir la posición de un objeto orbital en cualquier momento, partiendo de unos parámetros conocidos (posición inicial y velocidad, entre otros) y aplicando un conjunto de perturbaciones (forma de la Tierra, arrastre, radiación, efecto de otros cuerpos celestes...) (Miura, 2009). La primera aproximación a este problema consistió en una estructura matemática simplificada sobre una Tierra esferoidal con un potencial limitado a su término principal y al segundo armónico (Brouwer, 1959). Pero este sistema fallaba para predicciones superiores a una semana.

A partir de la década de 1960 se empezó a trabajar el modelo de Perturbaciones Generales Simplificadas (*Simplified General Perturbations*, SGP), una evolución del primer modelo matemático de Brouwer que añadía mayor complejidad al potencial gravitatorio terrestre.

La gran cantidad de satélites puestos en órbita obligó a una nueva actualización del modelo SGP en 1969: el modelo SGP4 (publicado finalmente en Hoots & Roehrich, 1988), llamado así por dar solución a un problema de cuatro cuerpos (desarrollado en Hujsak, 1979), teniéndose también en cuenta las interacciones con el Sol y la Luna. En 1977 se realizó una nueva ampliación del modelo para dar cabida a la especial relevancia de las perturbaciones generadas por otros cuerpos aparte de la Tierra (habitualmente, el Sol y la Luna). Se trabajaban las situaciones de espacio profundo (Hujsak & Hoots, 1977), esto es: periodos

mayores o iguales a 225 min (correspondiente a una altitud de 5877.5 km o superior, en una órbita circular). Estos son los llamados modelos de perturbaciones simplificadas de espacio profundo (*Simplified Deep Space Perturbations*, SDP) para cuatro cuerpos: SDP4.

Finalmente, los modelos SGP8/SDP8 añaden mejoras en los casos especiales de reentrada y decaimiento orbital, incluyendo las perturbaciones causadas por efectos atmosféricos.

Todos estos modelos en conjunto se conocen comúnmente como SGP4, englobándose los cinco tipos de modelos: SGP, SGP4, SDP4, SGP8 y SDP8. En las últimas versiones del SGP4 se tienen ya en cuenta las perturbaciones producidas por una forma de la Tierra mejor detallada por armónicos esféricos, resonancias, fuerzas de tercer cuerpo (interacciones lunares y solares), arrastre atmosférico, etc. Aunque no existe un estándar consensuado para la determinación de las órbitas o su propagación, el modelo SGP4 ha sido la forma más habitual de hacer predicciones de trayectorias, tanto de satélites como de basura espacial catalogada (27000 satélites, con más de 8000 aún en órbita) desde 1957 (Hoots et al., 2004).

Los modelos SGP4 han sido publicados sin restricciones por el mando de Defensa de Estados Unidos (*North American Defense command*, NORAD), consiguiéndose que el código haya sido puesto a prueba y refrendado tanto por operadores oficiales como por investigadores independientes. Todos los informes que han ido apareciendo añaden nuevas mejoras al SGP4, aunque no han implementado cambios sustanciales en la técnica matemática.

El NORAD mantiene actualizado el catálogo de objetos espaciales y los clasifica como “cercaños a la Tierra” (periodos menores de 225 min), o “de espacio profundo” (periodos mayores o iguales a 225 min: 5877.5 km en una órbita circular). Según esto, NANOSAT-1B, con una órbita baja terrestre de entre 562 y 666 km, es un satélite “cercano a la Tierra”, por lo que utilizaremos el modelo SGP4.

i.a. Archivos *Two-Line Element* (.TLE)

El modelo SGP4 para el cálculo de las trayectorias recibe como entrada un conjunto de datos con los elementos keplerianos que definen cada cuerpo espacial catalogado, su etiqueta y su órbita. Estos conjuntos de datos se utilizan en archivos .TLE (*Two-Line Element*); son refinados automáticamente y actualizados periódicamente para evitar la degradación de la predicción, siendo más fieles a la trayectoria real, y son puestos a disposición del público inmediatamente. Para este trabajo, se han descargado los .TLE actualizados cada 24 h (aunque a veces se obtienen versiones mejoradas cada 12 h) de la página de libre acceso www.space-track.org (FIGURA AP. C-2).

Los datos se descargan en un formato determinado y son almacenados con extensión .tle:

```
1 35685U 09041E 14039.85036751 .00002572 00000-0 32430-3 0 4135
2 35685 098.0986 332.5048 0063078 058.3984 352.6466 14.81480115244796
```

nanosat1b 19-ago-2010 - 15-49-27.tle

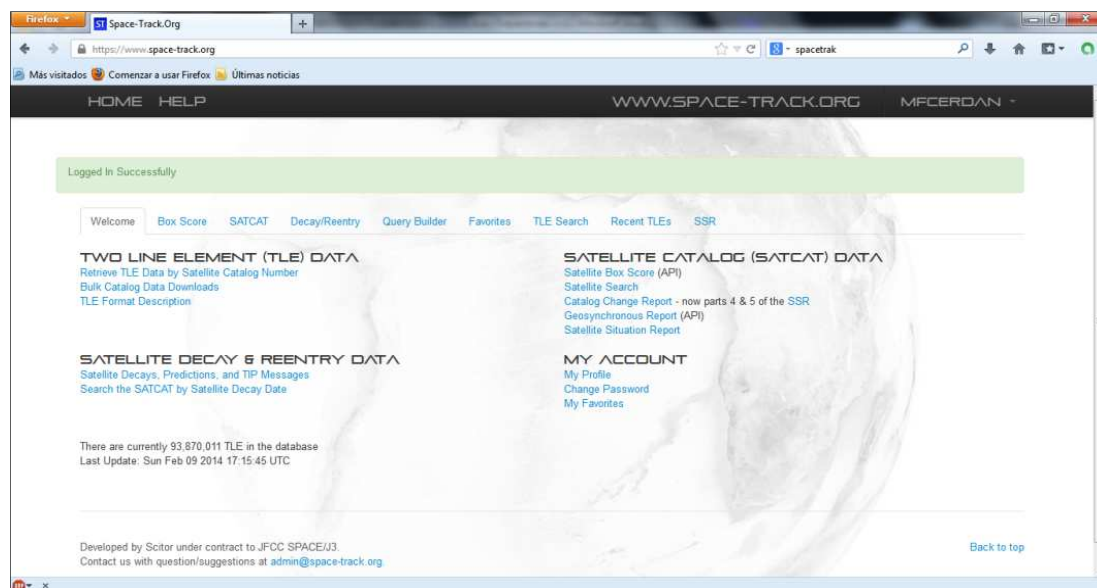


FIGURA AP. C-2 – Portada de *www.space-track.org* (visitada en febrero 2015)

La técnica que utiliza el NORAD para obtener los elementos keplerianos actualizados se basa en unos métodos muy específicos para obtener promedios de los parámetros y retirar variaciones periódicas de una forma determinada. Es por esto que los conjuntos de elementos obtenidos del NORAD sólo deben utilizarse con los métodos que ellos mismos proponen (el SGP4) y no con ningún otro algoritmo, aunque aquel pudiera ser más preciso; incumplir esto podría llevarnos a predicciones degradadas (Hoots & Roehrich, 1988; Vallado et al., 2006).

El número de espacios para decimales en cada campo determina la precisión de un TLE. Se desglosa en la *TABLA AP. C-1* la explicación de cada casilla. Se muestran en la *FIGURA AP. C-3* unos ejemplos reales de TLE.

TABLA AP. C-1 – Detalle de la composición de un archivo TLE

Campo	Detalle	NANOSAT-1B	NANOSAT-01	OPTOS
Tarjeta núm.	Número de cada línea del .TLE	1 y 2	1 y 2	1 y 2
Número del satélite	Etiqueta designada por el NORAD (desde 0 a 99999)	35685	28493	39420
Clasificación	Clasificación de seguridad ("U" = <i>unclassified</i> , desclasificado)	U	U	U
Designación internacional	Año del lanzamiento / número del lanzamiento, dentro de los que han tenido lugar en ese año / posición que ocupaba el satélite dentro de las varias piezas que fueran transportadas en ese lanzamiento	09041E	04049B	13066E
Año	Año de los elementos (20xx)	10	10	14
Época (Día del Año, decimal)	Momento de la generación de los elementos, formato decimal (días)	228.81847587	228.70785532	022.73775206
Derivada de la Velocidad Promedio	(rev/día ²), dividido entre 2	-.00000219	.00000220	.00000729

Continúa...

Continúa:

Campo	Detalle	NANOSAT-1B	NANOSAT-01	OPTOS
Segunda Derivada de la Velocidad Promedio	(rev/día ³), dividido entre 6. Lleva implícito el punto decimal	.00000-0	.00000-0	.00000-0
B* ²¹	Coefficiente de arrastre (modelo SGP4). Lleva implícito el punto decimal (1/ER, <i>Earth Radius</i>)	-.20899-4	.44925-4	.14236-3
Efemérides	Tipo de efemérides, modelo orbital. Para uso interno del CMOC (Cheyenne Mountain Operation Center): 1=SGP, 2=SGP4, 3=SDP4, 4=SGP8, 5=SDP8. Todos los .TLE distribuidos públicamente tienen valor 0 y se generan usando SGP4/SDP4	0	0	0
Elemento Número	Número de set de elementos ofrecido desde el inicio (no siempre es consecutivo, debido a errores en la propia generación de los .TLE en el centro de control)	343	706	61
Chk Sum/ Chk	<i>Check Sum</i> , código para chequeo de errores	1 / 1	1 / 1	7 / 4
Inclinación	Elemento orbital (°)	098.0948	098.3191	097.7785
Ascensión Recta Nodo	Elemento orbital (°)	131.6289	202.1874	096.5551
Excentricidad	Elemento orbital. Lleva implícito el punto decimal (adimensional)	.0064043	.0004788	.0143517
Argumento del Perigeo	Elemento orbital (°)	205.5670	003.2491	354.2034
Anomalía Promedio	Elemento orbital (°)	154.2393	356.8745	005.7477
Velocidad Promedio	(rev/día)	14.79324032	14.70436063	14.59452523
Época Rev.	Número de revolución desde su lanzamiento	5663	0369	909

C.1.4. Precesión

La precesión es un cambio en la orientación del eje rotacional de un cuerpo. Se puede definir como un cambio en la dirección del eje de rotación en el que el segundo ángulo de Euler (nutación) es constante.

²¹ Un ajuste del coeficiente balístico, que representa cómo de susceptible es un objeto de ser arrastrado (a 1 ER, *Earth Radius*):

$$B = C_D \frac{A}{m} \longrightarrow B^* = B \frac{\rho_0}{2}$$

Donde 'C_D' es un coeficiente de arrastre, 'A' es la sección transversal, 'm' es la masa y ρ₀ es la densidad atmosférica.

Tarj. #	Número del Satélite	Clase	Designación Internacional		Año	Época		Derivada de la Velocidad Promedio (rev/día ²)	Segunda Derivada de la Velocidad Promedio (rev/día ² , s)	Bstar (/BR)		Efem.	Elemento número
			Año	# Lanz.		Piase	Día de Año (misfracción)						
1	35685	U	1904	1	10228	81847587	00000219	00000000	-20089-40	0	0	0	0
			Inclinación (deg.)		Ascensor Recto del Nudo (deg.)	Eccentricidad	Argumento del Perigeo (deg.)	Anomalía promedio (deg.)	Velocidad Promedio (rev/día)	Espec. Rev.			
2	35685	058	0348	131	6289	0064043	2055670	1542393	1479324032	56631			

Tarj. #	Número del Satélite	Clase	Designación Internacional		Año	Época		Derivada de la Velocidad Promedio (rev/día ²)	Segunda Derivada de la Velocidad Promedio (rev/día ² , s)	Bstar (/BR)		Efem.	Elemento número
			Año	# Lanz.		Piase	Día de Año (misfracción)						
1	20493	U	1404	3	10220	7070553	00000220	00000000	44025-40	0	0	0	0
			Inclinación (deg.)		Ascensor Recto del Nudo (deg.)	Eccentricidad	Argumento del Perigeo (deg.)	Anomalía promedio (deg.)	Velocidad Promedio (rev/día)	Espec. Rev.			
2	28493	058	3131	202	1874	0000773	0032491	3558745	1470136063	01691			

Tarj. #	Número del Satélite	Clase	Designación Internacional		Año	Época		Derivada de la Velocidad Promedio (rev/día ²)	Segunda Derivada de la Velocidad Promedio (rev/día ² , s)	Bstar (/BR)		Efem.	Elemento número
			Año	# Lanz.		Piase	Día de Año (misfracción)						
1	39420	U	1306	5	14022	73775205	000000729	00000000	14236-30	0	0	0	0
			Inclinación (deg.)		Ascensor Recto del Nudo (deg.)	Eccentricidad	Argumento del Perigeo (deg.)	Anomalía promedio (deg.)	Velocidad Promedio (rev/día)	Espec. Rev.			
2	39420	057	7735	096	5551	00143517	3542034	0057477	1459452523	5094			

FIGURA AP. C-3 – Ejemplos de TLE: a) NANOSAT-1B, del 16 de agosto de 2010; b) NANOSAT-01, del 16 de agosto de 2010; c) OPTOS, del 22 de enero de 2014.

En astronomía, la precesión se refiere a cualquiera de los varios cambios que ocurren en los parámetros rotacionales u orbitales de un cuerpo, prestando especial atención a la precesión axial (de los equinoccios) y a la precesión del periapsis (perihelio).

i. Precesión axial (o de los equinoccios)

La precesión axial es un cambio lento y continuo, inducido por la gravedad, que afecta al eje de rotación de un cuerpo astronómico. En particular, se refiere a la deriva gradual en la orientación del eje de rotación, trazando un par de conos unidos por sus ápices; en el caso de la Tierra, esta precesión sigue un ciclo que dura aproximadamente 26000 años. Se llama “precesión de los equinoccios” porque estos puntos se mueven hacia el oeste a lo largo de la eclíptica, en relación a las estrellas fijas, al contrario que el Sol.

El término *precesión* típicamente se refiere sólo a este movimiento secular (en contraposición a los movimientos periódicos), siendo el más grande, mientras que otros cambios en el alineamiento del eje de la Tierra, tales como la nutación o el movimiento polar, son mucho más pequeños en magnitud.

En el caso de la Tierra, la precesión general está compuesta por la llamada *precesión del ecuador* (los efectos del Sol y la Luna sobre el abombamiento ecuatorial del planeta) y la *precesión de la eclíptica* (debido a los efectos gravitatorios del resto de planetas del Sistema Solar, ya que el efecto resultante forma un pequeño ángulo con la eclíptica de la Tierra).

- **Nutación**

La nutación es el movimiento de balanceo en el eje de rotación de un objeto de simetría axial, de manera que el primer ángulo de Euler (la precesión) se mantiene constante. La nutación en un planeta ocurre a causa de las fuerzas de las mareas, que hacen que la precesión axial varíe con el tiempo. En el caso de la Tierra, dependen de la Luna y el Sol, que además cambian su posición relativa continuamente. Dependiendo del nivel de precisión, puede contarse con otras causas secundarias, como la deformación de la corteza terrestre.

Los valores de la nutación se dividen en sus componentes paralelo y perpendicular con respecto a la eclíptica: la componente que está en la eclíptica se conoce como *nutación en longitud*, y la que está perpendicular es la *nutación en oblicuidad*.

La nutación y la precesión son importantes para definir un sistema de referencia celeste, pues de ellos depende la orientación del ecuador y la posición del equinoccio vernal (que determina el comienzo de medida de la ascensión recta). Se provoca un pequeño cambio en el ángulo de inclinación de la Tierra con respecto al Sol, moviéndose la localización de los trópicos y los círculos polares.

- **Movimiento polar de la Tierra**

El movimiento polar de la Tierra es el desplazamiento del eje de rotación a través de su superficie. Esta perturbación está influida por agentes de variación rápida e impredecible, como las corrientes oceánicas, los vientos o los movimientos del núcleo externo de la Tierra. Se mide con respecto a un marco de referencia en el que la Tierra sólida está fija, y la variación es de sólo unos pocos metros. Consiste en dos componentes cuasi-periódicas y una deriva gradual, principalmente en la dirección del meridiano 80 oeste desde el llamado Origen Convencional Internacional: la localización promedio del polo Norte en el año 1900.

Las dos componentes cuasi-periódicas son un movimiento más o menos circular llamado *bamboleo de Chandler*, con un periodo de unos 435 días, y una deriva de unos 20m desde 1900, debida a movimientos en el núcleo terrestre, a la redistribución de masas de agua o al ajuste isostático post-glacial. También los grandes terremotos pueden causar un movimiento polar abrupto al alterar la distribución de volumen de la masa sólida de la Tierra.

ii. Precesión apsidal (o del periapsis)

Los planetas que giran en torno al Sol siguen órbitas elípticas que rotan gradualmente con el tiempo (precesión apsidal), consiguiendo que sus trayectorias hagan una forma de pétalos de flor. Esto es así porque su eje mayor también precesiona en su plano orbital en respuesta a las perturbaciones generadas por las fuerzas gravitacionales ejercidas por otros planetas.

AP-C.2. Definición de una órbita baja terrestre

C.2.1. Tipos de órbitas catalogadas

Se muestra a continuación una clasificación oficial de los tipos de órbitas²².

Clasificación según el centro de la órbita			
Galactocéntrica	Alrededor del centro de una galaxia		
Heliocéntrica	Alrededor del Sol		
	Geocéntrica	Tierra	
		Lunar (Selenocéntrica)	Luna de Tierra
	Areocéntrica	Marte	
	Hermocéntrica	Mercurio	
	Afrodiocéntrica	Venus	
	Jovicéntrica (o Zeocéntrica)	Júpiter	
	Cronocéntrica (Saturnocéntrica)	Saturno	
	Uranocéntrica	Urano	
	Neptunocéntrica	Neptuno	

Clasificación según la altitud (para órbitas geocéntricas)	
Órbita baja terrestre (<i>Low Earth Orbit, LEO</i>)	Altitud entre los 200 y los 2000 km. Por debajo de 200 km la resistencia sufrida debido a los gases de la termosfera o la exosfera (80-500 km) hace que sea inútil utilizar esas órbitas para misiones orbitales; mientras que por encima de los 2000 km nos encontramos muy dentro del cinturón de Van Allen interno, siendo una región de alto riesgo para los satélites artificiales: debido a la intensa radiación.
Órbita intermedia terrestre (<i>Medium Earth Orbit, MEO</i> , o <i>Intermediate Circular Orbit, ICO</i>)	Altitud entre los 2000 km hasta la órbita geosíncrona, a 35786 km
Continúa...	

²² Clasificación según "Ancillary Description Writer's Guide, 2014"; Global Change Master Directory (NASA, 2014): <http://gcmd.nasa.gov/add/ancillaryguide/platforms/orbit.html>, marzo, 2015.

... Continúa:

Órbita alta terrestre (<i>High Earth Orbit, HEO</i>)	Altitud por encima de la órbita geosíncrona, a 35786 km
Órbita geoestacionaria (<i>Geostationary Orbit, GEO</i>)	La órbita que coincide con el periodo de rotación sideral de la Tierra (23 h 56 min 4.09053083288 s, calculado a partir de la precesión de los equinoccios). Todas estas órbitas tienen un semieje mayor de 42164 km

Clasificación según la inclinación

Órbita inclinada	Inclinación en referencia al plano ecuatorial: distinta de 0°	
	Polar	Pasa sobre ambos polos del planeta en cada revolución (inclinación: 90°)
	Cuasi-polar	Pasa cerca de los dos polos del planeta en cada revolución. Hacen posible la precesión del orbitador, permitiendo un barrido completo alrededor del planeta
	De progradación (pseudo-órbita)	Inclinación entre -90° y 90°: sigue el mismo sentido de rotación que el cuerpo central
	De retrogradación (pseudo-órbita)	Inclinación entre 90° y 270°: sentido de rotación opuesto al del cuerpo central
Órbita no inclinada	Inclinación en referencia al plano ecuatorial: 0°	
	Eclíptica	No inclinada con respecto a la eclíptica
	Ecuatorial	No inclinada con respecto al ecuador
	De 180°	No inclinada, de retrogradación
	De 0°	No inclinada, de progradación
Órbita cuasi-ecuatorial	Inclinación cercana a 0°. Esta órbita permite una rápida revisita y tiene los requisitos delta-v más bajos de cualquier órbita. Las órbitas LEO ecuatoriales (ELEO) son una subdivisión de las LEO	

Clasificación según la excentricidad

Cerrada	Periódica	
Abierta	De escape	
Órbita circular	Cerrada con una excentricidad de valor 0; la trayectoria traza un círculo	
Órbita elíptica	Cerrada con una excentricidad mayor que 0 pero menor que 1; la trayectoria traza una elipse	
	De transferencia Geoestacionaria o Geosíncrona	Elíptica donde el perigeo está a una altitud propia de una LEO y el apogeo está a una altitud de órbita geoestacionaria

Continúa...

... Continúa:

	De transferencia Hohmann	Maniobra orbital que mueve a la nave de una órbita circular a otra, a través de una órbita elíptica, utilizando motores de impulso
	Coelíptica	Órbitas coplanares y cofocales, de mucha utilidad para el acoplamiento entre dos naves orbitales, puesto que sus vectores radio estando alineados son prácticamente los mismos
Órbita parabólica	Abierta con una excentricidad de valor 1. Tiene una velocidad igual a la velocidad de escape, por lo que podrá escapar a la atracción del planeta	
	De escape	Parabólica alejándose del planeta
	De captura	Parabólica moviéndose hacia el planeta
Órbita hiperbólica	Abierta con una excentricidad igual o mayor que 1. Tiene una velocidad por encima de la velocidad de escape, por lo que escapará de la atracción del planeta, pero además continuará su viaje indefinidamente	
Órbita radial	Cerrada o abierta, con momento angular nulo y excentricidad igual a 1. Los dos objetos se mueven en la misma línea recta, sea acercándose o alejándose	
	Órbita elíptica radial	Elíptica cerrada donde el orbitador se mueve por debajo de la velocidad de escape, con un semieje menor de valor 0. Aunque la excentricidad valga 1, no es una órbita parabólica
	Órbita parabólica radial	Parabólica abierta donde el orbitador se mueve a la velocidad de escape
	Órbita hiperbólica radial	Hiperbólica abierta donde el orbitador se mueve por encima de la velocidad de escape, con un semieje menor de valor 0. Aunque la excentricidad valga 1, no es una órbita parabólica

Clasificación según la sincronía

Se llama órbita sincrónica a aquella cuyo periodo es un número racional múltiplo del periodo rotacional promedio del cuerpo central alrededor del cual se orbita y que sigue el mismo sentido de rotación que este. Esto significa que la trayectoria del satélite vista desde el cuerpo central se repetirá exactamente tras un número determinado de órbitas. En la práctica, los ratios más comunes son 1:1 (geosíncrona) y 1:2 (semi-síncrona)

Órbita heliosíncrona (<i>Sun-Synchronous Orbit</i> , SSO)	Combina altitud e inclinación de manera que un satélite pasa sobre un punto dado en la superficie del planeta a la misma hora solar local en cada pase. Las más utilizadas suelen ser cuasi-polares, siendo por el ecuador que pasan a la misma hora solar local
--	--

Continúa...

... Continúa:

Órbita geosíncrona (<i>Geosynchronous Orbit</i> , <i>GSO</i>)	Alrededor de la Tierra, periodo igual a un día sideral, (promedio del periodo rotacional del planeta, 23 h 56 min 4.091 s. Para una órbita circular, esto implica una altitud de aproximadamente 35786 km
Geoestacionaria (<i>Geostationary Orbit</i> , <i>GEO</i> , u <i>Órbita Clarke</i>)	Geosíncrona circular con inclinación de 0° (un satélite parecerá fijo desde tierra)
Tundra	Sincrónica muy elíptica (e alta), inclinación de 63.4°. Se mantiene el satélite sobre un área del planeta designada
Órbita semi-sincrónica	Periodo orbital la mitad que el promedio de periodo rotacional del cuerpo central, en órbita de progradación. Para la Tierra, es algo menos de 12 h y unos 20200 km aproximadamente (si es circular)
Molniya	Variación semi-sincrónica de la órbita tundra: pasa la mayor parte de su tiempo sobre dos áreas del planeta designadas
Órbita súper-sincrónica	Órbita de almacenamiento por encima de la GSO-GEO. Los satélites tendrán una deriva hacia el oeste
Cementerio	Órbita a donde se mueven los satélites al final de su tiempo de operación
Órbita sub-sincrónica	Órbita de almacenamiento por debajo de la GSO-GEO. Los satélites tendrán una deriva hacia el este
Órbita areosíncrona	Sincrónica alrededor del planeta Marte, con un periodo orbital igual al día sideral de Marte, de 24.6229 h
Areoestacionaria (<i>Areostationary Orbit</i> , <i>ASO</i>)	Órbita circular areosíncrona sobre el plano ecuatorial y a unos 17000 km aproximadamente sobre Marte

Clasificación de pseudo-órbitas

Órbita de herradura	Órbita que podría parecer estar rotando alrededor de un cierto planeta, cuando en realidad está en co-órbita con el planeta
Exo-órbita	Maniobra orbital donde la nave alcanza una órbita que es inestable debido a la resistencia atmosférica
Órbita de Transferencia Lunar (<i>Lunar Transfer Orbit</i> , <i>LTO</i>)	
Órbita de Transferencia Marciana (<i>Mars Transfer Orbit</i> , <i>MTO</i>)	
Órbita Halo y órbitas Lissajous	Órbitas alrededor de puntos lagrangianos. Estas órbitas permiten a las naves estar en posición relativa constante con un gasto mínimo de combustible

C.2.2. Regiones características

Existen en la órbita baja terrestre algunas regiones con un comportamiento magnético especial que son estudiadas en detalle.

i. Cinturones de radiación de Van Allen

El modelo básico para el movimiento de partículas cargadas en presencia de un campo magnético describe una rotación alrededor de las líneas de campo al mismo tiempo que una traslación a lo largo de dichas líneas, lo que ofrece en conjunto una trayectoria espiral.

Sin embargo, en el caso del campo magnético de la Tierra ocurre un fenómeno llamado *mirroring* (“espejo”) que impide que las partículas cargadas entren en la atmósfera, donde perderían su energía tras sucesivas colisiones: el desplazamiento de las cargas se ve frenado cuando estas llegan a regiones donde el campo magnético es más fuerte, pudiendo llegar a detenerse e iniciar un camino en sentido opuesto. La fuerza magnética es más intensa a medida que se acercan a la Tierra, por lo que electrones y iones pueden permanecer atrapados durante mucho tiempo, “rebotando” de un hemisferio al otro constantemente. Estas regiones con partículas atrapadas fueron llamadas Cinturones de Van Allen en honor a James Van Allen, director científico de las misiones Explorer 1 y Explorer 3, que con sus contadores Geiger pudieron confirmar en 1958 que las regiones de radiación en torno a la Tierra eran estables (no temporales, como se creía) y además notablemente intensas.

Se pueden distinguir dos regiones de partículas rápidas atrapadas:

- El **cinturón de radiación interno**: se extiende alrededor de un radio terrestre sobre el ecuador (1 ER, *Earth Radius*, 6371 km). Está compuesto por protones muy energéticos (entre 50 y 400 MeV) producidos por las colisiones entre los rayos cósmicos y los átomos de la atmósfera superior. Su número es relativamente pequeño y su acumulación se produce de manera muy lenta, con lo que se consigue una población muy estable, alcanzándose intensidades altas.
- El **cinturón de radiación externo**: entre los 3 y los 10 RE (entre 13000 y 60000 km) y al contrario que el cinturón de radiación interno, la población fluctúa ampliamente. Aparte de la trayectoria espiral y de continuo “rebote” explicada anteriormente, las partículas atrapadas también sufren una deriva, pasando de una línea de campo a otra adjunta, gradualmente cubriendo toda la vuelta al planeta. Esto es la *corriente anular*, compuesta por protones y electrones de energía más baja que en el cinturón de radiación interno (~ 7 MeV); también se observan partículas alfa o iones oxígeno.

ii. Anomalía del Atlántico Sur

La Anomalía del Atlántico sur (*South Atlantic Anomaly*, SAA) es un área que se extiende sobre Sudamérica y el Atlántico sur, donde el cinturón de Van Allen interno se acerca más a la

superficie de la Tierra, descendiendo hasta una altitud de 200 km (y alejándose sobre el norte del océano Pacífico). Esto es debido a una asimetría entre el eje del campo magnético terrestre y el de rotación de la Tierra, que están inclinados unos 11° (la intersección entre el eje magnético y el de rotación terrestres no está localizado en el centro de la Tierra, sino a unos 500km más al norte) y por el hecho de que el campo magnético es más débil en la SAA, alrededor de $1/3$ de la intensidad que se tiene cerca de los polos magnéticos.

Esto lleva a un incremento del flujo de partículas en esta región, exponiendo a los satélites orbitales a niveles de radiación mayores de lo usual. El efecto está causado al no ser concéntricos la Tierra y su dipolo magnético.

- **Posición y forma**

La forma de la SAA varía con el tiempo. Desde su descubrimiento en 1958, los límites al sur de la SAA se han mantenido aproximadamente constantes, mientras que se ha podido medir una expansión creciente desde el noroeste hasta el este. Además, la densidad de partículas de la SAA también varía diariamente, con una densidad de partículas mayor en las horas correspondientes al mediodía local. A una altura de aproximadamente 500 km, la SAA se extiende desde 50°S hasta 0° en la latitud geográfica y desde 90°W hasta 40°E en longitud. La porción más alta de intensidad de la SAA tiene una deriva hacia el oeste a una velocidad de unos 0.3° por año. El ritmo de deriva de la SAA es muy cercano al diferencial de rotación entre el núcleo de la Tierra y su superficie, que se estima entre los 0.3° y los 0.5° por año.

Según los estudios de Macmillan y Casadio con los satélites SWARM (2012) se puede llegar a la conclusión de que la actividad solar no está asociada a la deriva de la SAA tan obviamente como se pensaba: se ha observado que las posiciones de los mínimos de campo magnético no han coincidido con las esperadas según los modelos dipolares existentes.

- **Efectos**

Pasar a través de la SAA supone la exposición a varios minutos de radiación intensa, lo que obliga a tomar ciertas precauciones: la Estación Espacial Internacional, orbitando con una inclinación de 51.6° , requiere blindaje extra para enfrentarse a este problema. El Telescopio Espacial Hubble no toma observaciones al pasar a través de la SAA. Pasar a través de la SAA parece ser la razón del fallo prematuro en la red de satélites Globalstar. La NASA ha informado de que los ordenadores portátiles modernos han fallado cuando los vuelos de la lanzadera espacial pasaban a través de la anomalía.

iii.Regiones polares

El campo geomagnético se puede aproximar al de un dipolo magnético posicionado en el centro de la Tierra e inclinado en un ángulo de unos 10° con respecto al eje de rotación. Esta

aproximación dipolar significa en torno al 80-90% de todo el campo en la mayor parte de las posiciones de interés en una órbita baja terrestre.

Un polo magnético es un punto sobre la superficie de la Tierra donde su campo magnético es enteramente vertical (inclinación 90° en el Norte Magnético y -90° en el Sur Magnético); el ecuador magnético, por tanto, es la línea donde la inclinación es de 0° (campo magnético totalmente horizontal). Los dos polos varían su posición independientemente el uno del otro: no están directamente opuestos sobre el planeta. Pueden migrar rápidamente, habiéndose registrado movimientos de hasta 40 km en un año.

Los polos magnéticos se encuentran geográficamente cerca de los Polos terrestres, coincidiendo aproximadamente en la actualidad el Polo Sur Magnético con el Polo Norte Geográfico, y el Polo Norte Magnético con el Polo Sur Geográfico. Es por esto que en las regiones polares se encuentra una mayor densidad de líneas de campo, todas ellas en una dirección mayoritariamente vertical, lo que provoca algunos fenómenos magnéticos especiales, como las *auroras polares*.

- **Auroras polares**

Se conoce así al fenómeno por el que un resplandor aparece en el cielo nocturno en las latitudes más altas, tanto en el hemisferio Norte (Aurora Boreal), como en el hemisferio Sur (Aurora Austral) de la Tierra. La *zona auroral* suele corresponder a un anillo de varias decenas de kilómetros de grosor centrado en torno a los 2500 km de los Polos Magnéticos²³. El resplandor de las auroras suele ser de tonos blancos y verdosos (a unos 100 km de altitud), aunque también pueden darse tonos azulados o rojizos (a unos 200 km), y aparece a lo largo de los paralelos, de este a oeste. Esto es así pues las auroras se deben al impacto de electrones libres y otras partículas cargadas provenientes del Sol, contra los átomos existentes en las capas altas de la atmósfera. Los electrones que consiguen atravesar la magnetopausa son dirigidos formando espirales a lo largo de las líneas de campo, hacia las zonas aurorales. Existe pues una corriente eléctrica fluyendo principalmente desde la *magnetocola* hacia las zonas polares por el lado oeste de la noche (la “mañana”), y vuelta hacia fuera por el lado este de la noche (la “tarde”), llamada *corrientes de Birkeland* o *electrojet* auroral.

Como se comentó con los Cinturones de Van Allen, el efecto espejo se opone a que las cargas alcancen la superficie terrestre, facilitando su expulsión por el lado este de la noche; sin embargo, en el lado oeste aparece un alto voltaje de 5000-15000 V que supera la fuerza espejo de la Tierra, cerrando el circuito y provocando el brillante resplandor. Los colores verde o rojo son emitidos por los átomos de oxígeno tras ser impactados por electrones rápidos ($\sim 10\%$ c). Además se observa un intervalo de ~ 1 s entre la colisión y la emisión, lo que produce el efecto de que el brillo y el desvanecimiento parecen ralentizados.

La zona auroral puede verse extendida hasta latitudes más alejadas de los Polos Magnéticos durante las llamadas *tormentas magnéticas*, provenientes de fenómenos de intensidad

²³ GSFC (Centro Espacial Goddard): auroras: <http://www-spf.gsfc.nasa.gov/Education/aurora.htm>

extrema en el Sol: densas nubes de gas caliente de partículas que perturban el entorno magnético de la Tierra.

iv. Grietas en la magnetosfera

El campo magnético terrestre, debido a su interacción con los campos magnéticos interplanetarios, forma una burbuja llamada magnetosfera de varias decenas de miles de kilómetros. Sin embargo, se está observando que en ocasiones aparecen inmensas grietas que permanecen abiertas durante horas, y por las que el viento solar puede atravesar la magnetosfera²⁴. El viento solar es un torrente rápido de partículas cargadas (electrones y iones), expulsado constantemente desde el Sol. Este viento puede ser más violento durante eventos como las eyecciones coronales de masa (*coronal mass ejections*, CME), que pueden disparar miles de millones de toneladas de gas cargado a millones de kilómetros por hora.

Generalmente, la magnetosfera de la Tierra consigue desviar las partículas de las CME y sus campos magnéticos asociados. Pero incluso entonces se ha comprobado gracias a algunos efectos de las tormentas solares, como las auroras, que cierta cantidad de energía consigue penetrar a través de las grietas, la suficiente como para poder causar problemas en satélites, comunicación por radio o sistemas eléctricos. Los efectos de las tormentas solares son sensibles principalmente en las regiones altas de la atmósfera y en las órbitas bajas terrestres, no suelen alcanzar la superficie del planeta.

La aparición de las grietas en la magnetosfera se debe a la *reconexión magnética*, fenómeno por el que las líneas de campo magnético terrestre se interconectan con las del campo contenido en el propio viento solar, formándose espacios abiertos por el que pueden fluir las partículas eléctricamente cargadas. En un principio se ignoraba si estas grietas eran fenómenos pasajeros o estables durante largos periodos de tiempo. Pero las últimas observaciones indican que al menos durante varias horas se pueden mantener abiertas.

C.2.3. Radiación en una órbita baja terrestre

Las principales fuentes de partículas energéticas²⁵, de importancia para ser tenidas en cuenta en el diseño de naves espaciales, son:

1. Protones y electrones atrapados en los cinturones de Van Allen: surgen de erupciones solares y tormentas geomagnéticas; se encuentran en órbitas LEO, HEO y de transferencia.

²⁴ NASA: grietas: http://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2003/03dec_magneticcracks/

²⁵ Barth, J., "Single event effect criticality analysis – Section 3: Ionizing Radiation Environment Concerns"; NASA/GSFC/Code 900, 1995: <http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/seeca3.htm>

2. Rayos cósmicos de protones y iones pesados: se alcanza la mayor concentración con mínimo solar; surgen del espacio interplanetario, de distintos orígenes; se encuentran en órbitas LEO, HEO, GEO y en el espacio interplanetario.
3. Protones y iones pesados provenientes de erupciones solares, atrapados en la magnetosfera: sólo durante máximos solares; se encuentran en órbitas LEO ($i > 45^\circ$), HEO, GEO y en el espacio interplanetario.

Los niveles de todas estas fuentes están afectados por la actividad del Sol. El ciclo solar se divide en dos fases de actividad: los mínimos y los máximos solares. El ciclo dura alrededor de 11 años, con aproximadamente 4 años de mínimo solar y 7 años de máximo solar. También hay variaciones extremadamente grandes en los niveles del flujo causante de *single event effects* (SEEs) que una nave puede encontrar, dependiendo de su trayectoria a través de las fuentes y de las regiones características (Mikaelian, 2001). Las misiones volando en LEOs, HEOs (*Highly Elliptical Orbits*) y GEOs, así como las misiones planetarias e interplanetarias tienen problemas de entorno muy distintos a los que enfrentarse (Golightly et al., 2001).

AP-C.3. Parámetros orbitales

C.3.1. Posición relativa Sol – Tierra: Eclipses

Lo primero que se necesita conocer es la posición relativa de NANOSAT-1B con el Sol y la Tierra: en qué momentos se encuentra en posiciones de iluminación, Sol, y cuándo en Eclipse. Este dato nos lo suministra el Centro de Misión, o se puede obtener del propio programa NOVA (que se explica más adelante).

Cuando un satélite pasa a través de la sombra de la Tierra, los paneles solares dejan de producir energía y se recogen otros efectos de tipo térmico y magnético; por estas razones es importante conocer los periodos de Eclipse.

Como caso más simple, si el eje de rotación de la Tierra fuera normal al plano de su órbita alrededor del Sol, entonces todos los satélites en órbitas ecuatoriales pasarían a través de la sombra de la Tierra durante un tiempo alrededor de la medianoche, todos los días (*FIGURA AP. C-4*). Sin embargo, dado que el eje de la Tierra está inclinado en relación a su plano orbital, si consideramos el caso sencillo de un satélite geoestacionario, este estará siempre en Sol durante los solsticios, pero sufrirá un periodo de eclipses durante un número de días alrededor de los equinoccios: parte de las órbitas empiezan a moverse dentro y fuera de la sombra de la Tierra 21 días antes de un equinoccio y 21 días después, y el periodo de eclipse se incrementa cada día hasta llegar al máximo en el mismo equinoccio. La sombra de la Tierra subtiende un ángulo de 17.4° en esta órbita geoestacionaria, con lo que el tiempo máximo en Eclipse, teniendo en cuenta la duración de un día sideral ($86164.2 \text{ s} = 23 \text{ h } 56 \text{ min}$), es de 69 min 25 s. Puesto que hay dos equinoccios, hay un total de 84 días al año en el que el satélite geoestacionario sufre periodos de Eclipse. El resto de días estará completamente en Sol. (Dalglish, 1989).

Esta explicación simple con satélites geo-estacionarios puede extenderse al caso de NANOSAT-1B (satélite heliosíncrono, cuasi-polar), de manera que se tienen varios periodos de Eclipse al día, durante todos los días del año.

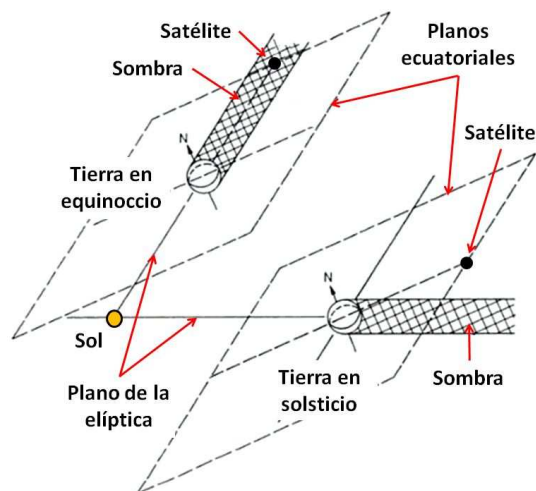


FIGURA AP. C-4 – Eclipses en satélite ecuatorial
(adaptación de Dalgleish, 1989)

C.3.2. Índices de meteorología espacial

La meteorología espacial en el entorno terrestre está descrita por unos índices de actividad, calculados a partir de datos de observación realizada en tierra, basados en medidas magnéticas tomadas cada pocas horas (Mayaud, 1980; Love & Remick, 2007; Le Mouél et al., 2012). Serán de utilidad más adelante para seleccionar cuándo realizar medidas magnéticas.

i. Índice K_p ("planetary Kennziffer")

Los índices K fueron introducidos por Bartels (Bartels et al., 1939) como medida (irregular y rápida) del rango de la actividad magnética durante las tormentas solares. No incluyen las aportaciones de campo magnético de mayor duración, como las componentes mayores de la variación magnética, la variación diurna de tiempos normales (sin tormenta) o la variación secular del campo interno (Love & Remick, 2007).

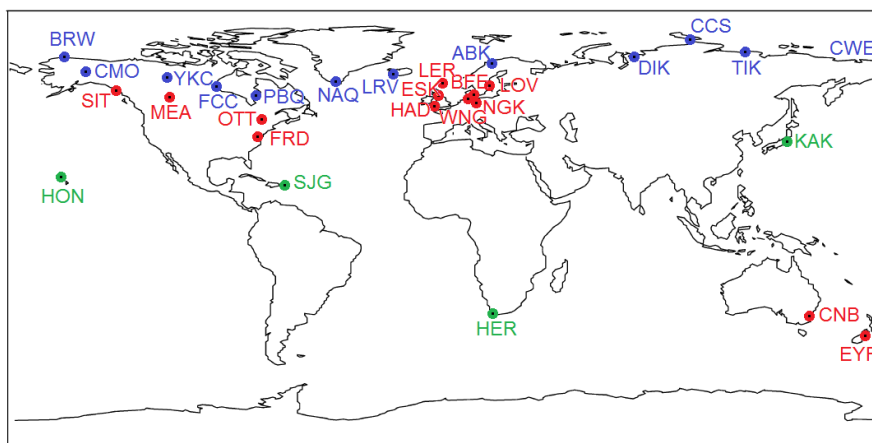


FIGURA AP. C-5 – Observatorios de la IAGA (International Association of Geomagnetism and Aeronomy), dedicados al cálculo de los índices: K_p (rojo), AE (azul) y DST (verde). (Adaptado de Love & Remick, 2007)

Estos índices se obtienen de hacer el promedio de los niveles de perturbación en las componentes horizontales del campo geomagnético observado en 13 observatorios

magnéticos: Lerwick (LER), Meanook (MEA), Sitka (SIT), Eskdalemuir (ESK), Uppsala/Lovö (UPS/LOV), Ottawa (OTT), Brorfelde (BFE), Hartland (HAD), Wingst (WNG), Niemegk (NGK), Fredericksburg (FRD), Canberra (CNB) y Eyrewell (EYR) (FIGURA AP. C-5), en zonas sub-aurales. Para ello, en cada observatorio se miden los niveles de campo magnético horizontal durante intervalos de tres horas, calculando el rango (la diferencia entre el valor más alto y el más bajo) del valor más perturbado, sea el Este (Y) o el Norte (X) (en la horizontal).

Al principio, el índice K, tenía valores enteros entre 0 y 9 según una escala pseudo-logarítmica. El valor K era local, propio de cada observatorio (Bartels et al., 1939); con lo que se conseguía una normalización de la frecuencia de las perturbaciones (FIGURA AP. C-6.a). Sin embargo, para su uso a nivel planetario, se aplican unas tablas de conversión (desarrolladas también por J. Bartels (Chapman & Bartels, 1940)), basadas en el promediado de los índices K, compensando las influencias diurnas y estacionales entre distintos observatorios: se obtienen índices estandarizados que ya no están provistos de las peculiaridades locales propias de cada observatorio (FIGURA AP. C-6.b). Los valores de esta escala van del 0 al 9, utilizando más subdivisiones: 0_0 , 0_+ , 1, 1_0 , 1_+ , [...], 9, y 9_0 , (o también 0, 0.3, 0.7, 1.0, 1.3, [...], 8.7 y 9.0). En total, una escala de 28 valores igualados para la escala planetaria, llamados índices K_p .

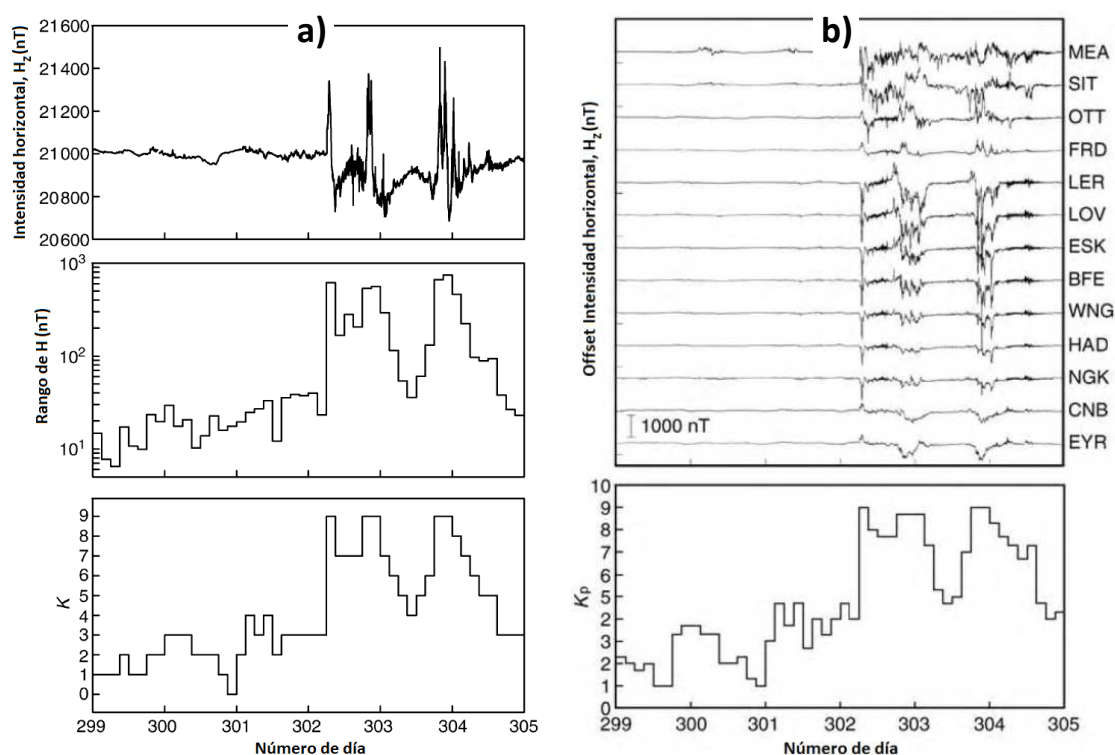


FIGURA AP. C-6 – Tormenta de Halloween de 2003. a) Medidas del observatorio de Fredericksburg (FRD): intensidad horizontal, máximo rango del campo H en intervalos de 3 h e índice K. b) Medidas de todos los observatorios de medición del índice K_p : intensidad horizontal e índice K_p resultante. (Love & Remick, 2007)

Aún es interesante realizar algunos ajustes más en los métodos de cálculo de K_p para conseguir una mayor fiabilidad en el uso de estos índices, como una calibración para incluir la variación con el tiempo universal (Svalgaard, 1976), o una limpieza de las medidas para desprender la influencia de las diversas fuentes polares (Barkhatov et al., 2010).

El índice K_p se introdujo en 1949 por Bartels (Bartels, 1949), extendiendo las tablas desde datos recabados en 1932. Hasta 1996 se han estado derivando estos valores en el *Institut für Geophysik*, de la Universidad de Göttingen, y a partir de 1997 esta labor viene siendo desarrollada por el Observatorio Geomagnético “Adolf Schmidt” de Niemegk (NGK), en el Centro Helmholtz GFZ de Potsdam.

Se demuestra su dependencia con los tiempos estacionales en tierra y el ciclo solar (Rangarajan & Iyemori, 1997); también se conoce su relación con el campo magnético interplanetario (concretamente con la componente vertical, B_z) (Muhtarov & Andonov, 2000) y con algunos parámetros del viento solar, como la velocidad o la presión dinámica (Andonov et al., 2004). Puede ser utilizado en tareas de predicción de la actividad solar en ciclos siguientes (Rangarajan & Barreto, 1999).

ii. Índice A_M (“Mundial”)

El índice A_M es un índice lineal que se deriva de los índices K locales, tomándose medidas diarias; tiene una escala de entre 0 y 400 unidades, representando cada una un cambio en la densidad de flujo magnético de 2 nT (Perrone & DeFranceschi, 1998).

Se calcula, promediando datos de 20 observatorios, consiguiendo una cobertura mayor que el K_p : Magadan (MGD), Petropavlosk (PET), Memambetsu (MMB), Podkammenkaya (POD), Sverdlovsk (SVD), Hartland (HAD), Niemegk (NGK), Ottawa (OTT), Fredericksburg (FRD), Newport (NEW), Victoria (VIC), Eyrewell (EYR), Canberra (CNB), Gwangara (GNA), Amsterdam (AMS), Kerguelen (PAF), Crozet (CZT), Hermanus (HER), Argentine Isl. (AIA) y Trelew (TRW) (FIGURA AP. C-7).

Al encontrarse en zonas sub-aurales, se pueden monitorizar diversas fuentes magnetosféricas de las corrientes: por ejemplo, se aporta información para estudiar la evolución temporal de la transferencia de energía del viento solar a la magnetosfera (Francq & Menvielle, 1996).

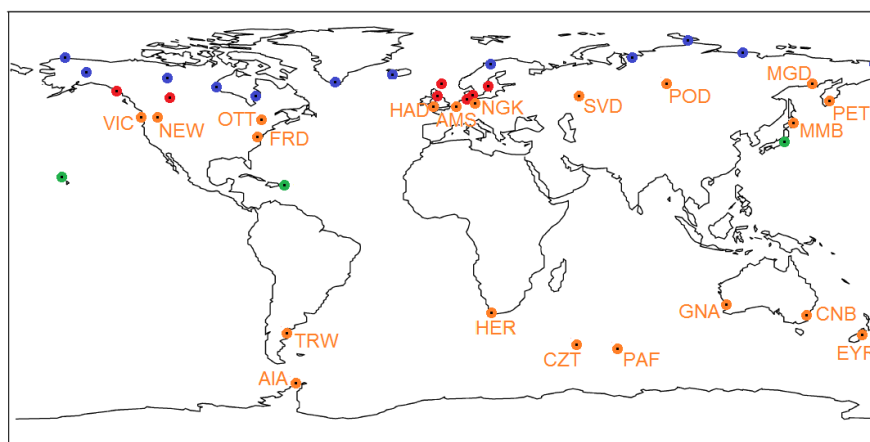


FIGURA AP. C-7 – Observatorios de la IAGA, dedicados al cálculo del índice A_M (naranja). (Adaptado de Love & Remick, 2007)

iii. DST (“Disturbance Storm-Time”) y A_{SYM} (“Symmetrical”)

Existen partículas cargadas que quedan atrapadas alrededor de la Tierra (a 3 – 8 ER) por la deriva de la magnetosfera, aunque hay asimetrías en esta distribución, como son la magnetopausa, la magnetocola o las corrientes circulares locales. Se crea entonces una corriente eléctrica circular que provoca un campo magnético paralelo al dipolo terrestre, opuesto a él. Su intensidad varía entre los 10 y 100 nT, acentuándose durante los periodos de alta actividad solar con tormentas magnéticas. El efecto de esto es una depresión de la componente horizontal del campo geomagnético, cuya variación depende del tiempo que pasa desde que se inicia la tormenta (*FIGURA AP. C-8*).

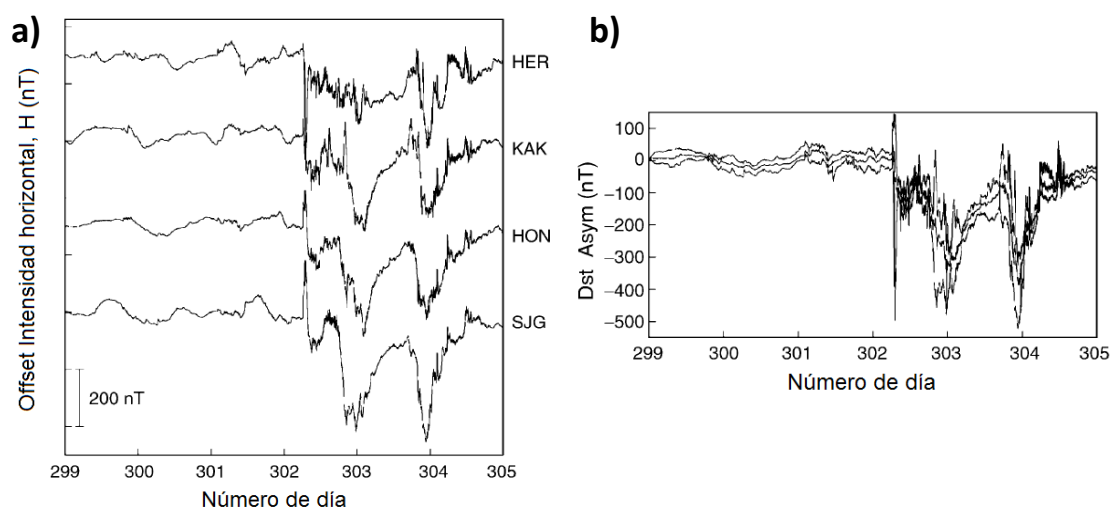


FIGURA AP. C-8 – Tormenta de Halloween de 2003. Medidas de todos los observatorios de medición del índice DST: a) Intensidad horizontal; b) índices DST y A_{SYM} . (Love & Remick, 2007)

El índice DST (índice de “perturbación durante las tormentas”) sirve para llevar un seguimiento de este efecto, axialmente simétrico (Sugiura, 1964). Este índice se obtiene de las observaciones recabadas en 4 estaciones de observación magnética a latitud sub-auroral baja: Hermanus (HER), Kakioka (KAK), Honolulu (HON) y San Juan (SJG) (*FIGURA AP. C-5*). Son medidas de la intensidad horizontal del campo magnético, realizadas cada minuto, de las que se sustraen las variaciones diurnas y seculares. Tras un ajuste geométrico realizado sobre los resultados de cada observatorio, el valor DST queda normalizado al ecuador magnético. DST no es un valor de rango, como otros índices: el valor de rango asociado a este índice es el A_{SYM} , determinado por la diferencia entre los valores más alto y más bajo de los observatorios.

La derivación continua del índice DST en función del tiempo universal permite conocer el nivel de incidencia y la severidad de las tormentas magnéticas (Sugiura & Kamei, 1991). Asimismo, estas medidas cuantitativas sobre perturbaciones geomagnéticas aportan información que se pueden correlacionar con otros parámetro, como el viento solar (Temerin & Li, 2002).

Debe realizarse una correcta normalización para poder trabajar con los índices DST adecuadamente: se deben normalizar las perturbaciones con el coseno de la latitud del observatorio y corregir las medidas con la variación estacional en los periodos de calma, que

no es continua sino dependiente de la estación (mayor en los equinoccios, menor en los solsticios) (Mursula et al., 2008).

Las fuentes externas de campo magnético provocan campos magnetosféricos variables con el tiempo, que inducen corrientes eléctricas en tierra, provocando a su vez un campo secundario (de intensidad cercana a un tercio del campo externo). El campo perturbativo observado sobre la superficie terrestre es la suma de una fuente externa de campo y su homóloga inducida; si la Tierra fuera un conductor ideal, ambos campos estarían en fase. Por esto es interesante poder dividir el índice DST de manera que queden definidas las contribuciones de cada fuente; así, tenemos el índice EST, referido a las fuentes externas, y el índice IST, referido a las fuentes inducidas (Maus & Weidelt, 2004).

iv. Índices AE (“Auroral Electrojet”), IE (“Indicator Electrojet”) y PC (“Polar Cap”)

El índice AE monitoriza variaciones en la componente horizontal del campo geomagnético generado por las corrientes eléctricas circulares (“*electrojets*”) propias de las zonas aurales; principalmente se estudian los *electrojets* del hemisferio Norte, pues no se cuenta en el hemisferio Sur con una red de observatorios adecuada, aunque se han llevado a cabo algunas comparaciones sistemáticas entre observatorios de ambos hemisferios con correlaciones satisfactorias, por encima de 0.7 (Weygand & Zesta, 2008).

Los 12 observatorios que forman la red de medición en el hemisferio Norte son los siguientes: Abisko (ABK), Dixon Island (DIK), Cape Chelyuskin (CCS), Tixie Bay (TIK), Cape Wellen (CWE), Barrow (BRW), College (CMO), Yellowknife (YKC), Fort Churchill (FCC), Poste de la Baleine (PBQ), Narssarssuaq (NAQ) y Leirvogur (LRV) (FIGURA AP. C-5).

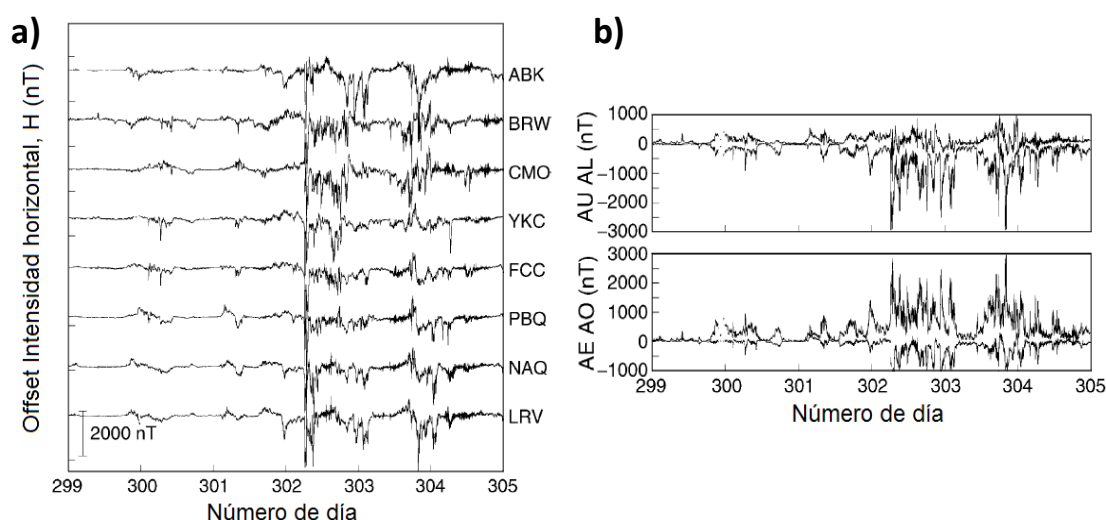


FIGURA AP. C-9 – Tormenta de Halloween de 2003. Medidas de todos los observatorios de medición del índice AE: a) Intensidad horizontal; b) índices AU, AL, AE y AO. (Love & Remick, 2007)

Las medidas se toman en intervalos de 1 min. AE es un valor de rango entre el valor más alto y el más bajo de todos los medidos en los observatorios (AU y AL, “Auroral Upper” y

“Auroral Lower”, cotas máxima y mínima); también calculamos el valor promedio AO (Nosé et al., 2012) (FIGURA AP. C-9):

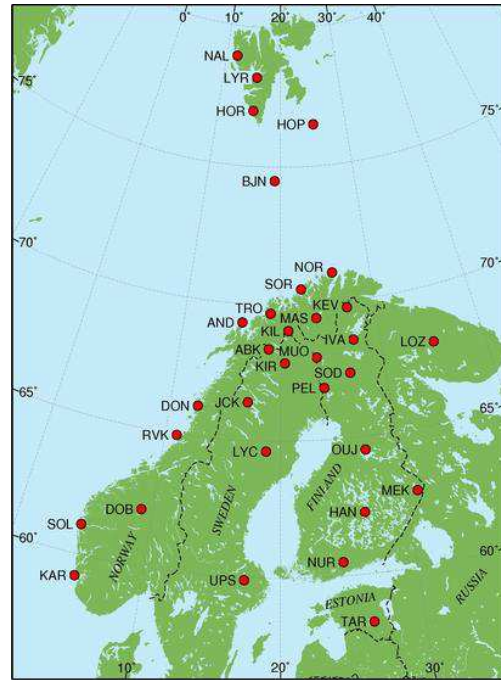
$$AE = AU - AL, \quad AO = \frac{AU - AL}{2} \quad (141)$$

Siguiendo un procedimiento similar, pero basándose en observaciones de la red IMAGE (International Monitor for Auroral Geomagnetic Effects, <http://www.geo.fmi.fi/image/>), del Finnish Meteorological Institute, de 31 magnetómetros (FIGURA AP. C-10), podemos obtener el índice IE, y sus cotas máximas y mínimas, IU e IL (“Indicator Upper”, “Indicator Lower”); también se utilizan mediciones de radar o de satélites.

$$IE = IU - IL \quad (142)$$

Este índice se utiliza para estudiar *electrojets* aurales y corrientes bidimensionales móviles. Esto es esencial para la investigación de efectos físicos magnetosféricos e ionosféricos a altas latitudes, inducción geomagnética y actividad geomagnética de larga duración.

FIGURA AP. C-10 – Observatorios magnéticos de la red IMAGE (International Monitor for Auroral Geomagnetic Effects: <http://www.geo.fmi.fi/image/>, FMI, Finlandia)



El índice PC monitoriza la actividad magnética de los casquetes polares generada por parámetros geoeffectivos del viento solar, como el campo eléctrico inter-planetario, basado en la componente sur del campo magnético interplanetario y en la velocidad, o la presión dinámica, basada en la densidad del viento solar (Troshichev et al., 1988).

Este índice debe corresponderse con el valor del campo eléctrico interplanetario que impacta en la magnetosfera, sin relación con el tiempo universal, las estaciones o el punto de observación: se debe determinar por el valor de la perturbación magnética relacionada con la influencia del viento solar (Stauning, 2012).

Se puede encontrar correlación entre el índice PC y el AE (hasta del 98%). El nivel de correlación entre la predicción y la observación es suficientemente alto como para que se puedan utilizar modelos basados en el índice PC para la especificación de actividad geomagnética auroral (Vassiliadis et al., 1996).

v. Índice de flujo solar F10.7

La actividad solar solía medirse únicamente mediante el número relativo de manchas solares, pero desde 1947 se apoya en los datos de emisión de radio de longitud de onda 10.7

cm (frecuencia de 2.8 GHz) para las observaciones de la variabilidad de la radiación de la cromosfera y la corona inferior. Este suele ser el índice más utilizado para la monitorización de la actividad solar, para fines de estudio de la magnetosfera e ionosfera (Bruevich et al., 2013). Y es que las manchas solares solo son visibles en la superficie del Sol cuando se alcanzan campos magnéticos altos, superiores a 0.15 T. Comparando el número de manchas solares con los índices F10.7 podemos obtener una relación que explica cuantitativamente la relación dinámica entre ambos fenómenos (Livingston et al., 2012).

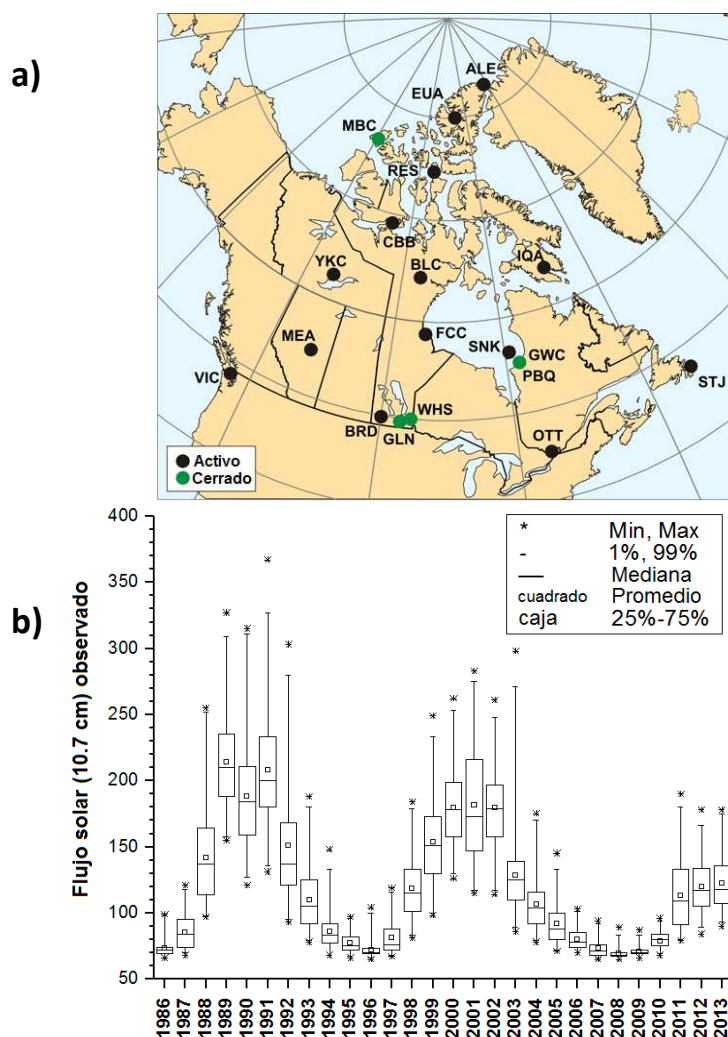


FIGURA AP. C-11 – a) Observatorios para la detección del flujo solar. b) Flujo de emisiones solares en la longitud de onda 10.7 cm de 1996 a 2013 (NOAA Space Weather Prediction Center, 2014)

La densidad de flujo solar F10.7 es una medida de la emisión integrada de todas las fuentes del disco solar en esa longitud de onda determinada. Es una emisión de tipo *free-free* o *bremsstrahlung*, de origen casi completamente térmico, relacionado directamente con la cantidad total de plasma atrapado en los campos magnéticos de las zonas activas del Sol. Se ha comprobado que esto tiene una correlación con el flujo magnético: se observa variación en la actividad magnética y una dependencia con la densidad de plasma en la base de la corona. También se encuentra que la mayor aportación a la emisión en 10.7 cm de longitud de onda se origina precisamente en esa zona de la corona (razón por la que se elige esa longitud de onda para realizar el estudio de la actividad magnética solar) (Tapping & DeTracey, 1990).

Con esta monitorización, realizando una media móvil que comprende ciclos de 81 días, se puede seguir la evolución de la radiación en ultravioleta extremo, lo que sirve para datar la progresión del ciclo solar, de alrededor de 11 años. La actividad magnética sigue ese ciclo solar, con un retraso de unos 20 años; conocer esto sirve para modular el índice DST en relación al tiempo y corregir los campos de perturbación magnetosférica dependientes del ciclo solar.

Estas medidas son realizadas por el *Solar Radio Monitoring Program*, dos radiotelescopios automatizados del *National Research Council and Natural Resources Canada*, y la agencia espacial canadiense (Bruevich et al., 2014). En la FIGURA AP. C-11 se muestran dichos observatorios y el flujo de emisiones recibido en los últimos años, desde 1996 hasta 2013.

C.3.3. Fenomenología espacial

i. Viento solar y campo magnético interplanetario

El viento solar está formado por un plasma de partículas cargadas (protones y electrones principalmente) liberadas de las capas altas del Sol, debido a su alta energía cinética y a las altas temperaturas de la corona. Su energía, densidad y temperatura varían por múltiples razones, dando lugar a fenómenos de distinto alcance. Este viento solar lleva corrientes eléctricas hasta la órbita de la Tierra, impactando en su magnetosfera e ionosfera, y provoca el llamado campo magnético interplanetario (IMF, *Interplanetary Magnetic Field*).

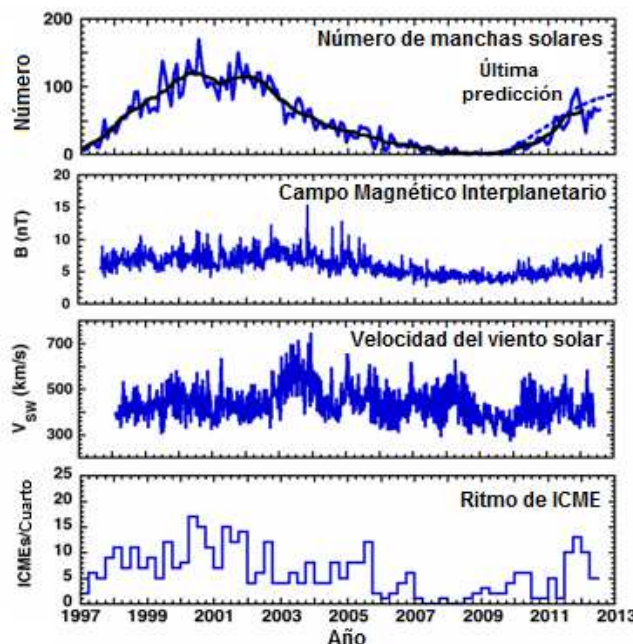


FIGURA AP. C-12 – Medidas recogidas por el satélite ACE: número de manchas solares, intensidad del campo magnético interplanetario, velocidad del viento solar y ritmo de ICMEs (Interplanetary Coronal Mass Ejection, eyección interplanetaria de masa coronal) (<http://www.srl.caltech.edu/ACE/>)

Tanto su velocidad como la dirección y la intensidad del IMF son los parámetros relevantes que se monitorizan; para ello, se utilizan satélites de observación como el ACE, *Advanced*

Composition Explorer, de la NASA (Stone et al., 1998) (FIGURA AP. C-12). Las lecturas disponibles para su estudio corresponden a la proyección de las medidas del ACE sobre la capa de choque (“*bow shock*”, la región entre la magnetosfera terrestre y el medio interplanetario), en coordenadas geocéntricas, realizadas en intervalos de 1 min. Estos datos pueden servir para corregir cuantitativamente los campos de perturbación magnetosférica tenidos en cuenta en la generación de los modelos magnéticos planetarios.

No sólo el campo magnético, sino también el campo eléctrico confluyente, generado por ese plasma, es estudiado: depende de las componentes Y y Z del IMF (según el sistema de referencia geocéntrico solar-magnetosférico, GSM) y de la velocidad del viento. Así conocemos la variación del campo eléctrico en la magnetosfera y en qué manera se transfiere energía del viento solar a la misma (aparición de canales de inyección de plasma, corrientes aurales o *electrojets*, etc.); con esta información se puede calcular mejor la intensidad y duración de fenómenos de meteorología espacial, como las tormentas solares (Khazanov et al., 2004).

ii. Fenómenos de meteorología espacial

Existe una amplia variedad de fenómenos relacionados con la meteorología espacial: tormentas magnéticas, energización de los cinturones de radiación de Van Allen, perturbaciones ionosféricas y centelleo de las señales de radio, auroras polares, corrientes geomagnéticamente inducidas en tierra... Todos estos fenómenos tienen su origen en la actividad solar. Se describen a continuación los tres eventos solares de mayor importancia: las **erupciones solares**, las **eyecciones de masa coronal** y los **agujeros coronales**.

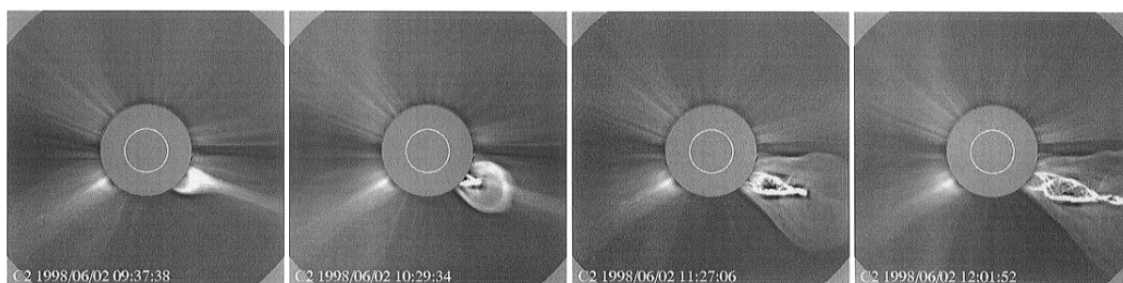


FIGURA AP. C-13 – Evolución de una CME clásica, tras erupción solar (satélite SOHO; Plunkett et al., 2000; Webb & Howard, 2012)

Uno de los fenómenos solares más potentes es el de las **erupciones solares** o fulguraciones: tienen lugar en zonas activas en torno a las manchas solares donde intensas líneas de campo magnético conectan la corona con el interior del Sol, hasta que explotan liberando la energía acumulada (FIGURA AP. C-13). La radiación producida por electrones, protones y iones pesados cubre todo el espectro electromagnético, desde radio a rayos X o gamma, y está asociada con la aceleración de partículas hacia el medio interplanetario (Fletcher et al., 2011).

Las erupciones solares ocurren en decenas de minutos y pueden llegar a liberar del orden de 10^{25} J ($\sim 10^{10}$ Mt, megatones). Su frecuencia de incidencia varía entre varias veces al día y menos de una vez a la semana, dependiendo de si el Sol se encuentra en ciclo inactivo o activo.

Estas erupciones se pueden clasificar por la intensidad de sus rayos X en el rango de longitud de onda entre 1 y 8 Å. Hay tres categorías, con hasta nueve subdivisiones (marcadas del 1 al 9):

- Clase X: son los eventos más grandes, que pueden tener repercusiones a nivel planetario y provocar tormentas solares de larga duración. Intensidad $> 10^{-4} \text{ W/m}^2$.
- Clase M: eventos de tamaño medio; pueden provocar breves interferencias en las regiones polares de la Tierra y tormentas menores. $10^{-4} > \text{Intensidad} > 10^{-5} \text{ W/m}^2$.
- Clases C, B, A: eventos menores con efectos apenas detectables en la Tierra. Intensidad $< 10^{-5} \text{ W/m}^2$, $< 10^{-6} \text{ W/m}^2$ y $< 10^{-7} \text{ W/m}^2$, respectivamente.

Otro fenómeno es la **eyección de masa coronal** (CME) del Sol y sus ondas de choque asociadas. Son estructuras con plasma de electrones y protones ($\sim 10^{12} \text{ kg}$) y campos magnéticos que son expulsados tanto sobre la heliosfera, cerca de su superficie (prominencias, llamaradas y filamentos solares) como hacia el espacio interplanetario, en forma helicoidal (*FIGURA AP. C-13*). La frecuencia de incidencia de una CME es de entre 3 y 5 días (según si el ciclo solar es activo o inactivo) y ocurren a lo largo de unas pocas horas. Se consideran asociadas a importantes cambios en la reconexión de las líneas de campo magnético en las zonas activas de la superficie solar, relacionados con las erupciones solares, aunque aún no se conoce bien la relación entre ambas (Webb & Howard, 2012).

Finalmente, los **agujeros coronales** son regiones oscuras que se observan en el espectro del ultravioleta y los rayos X, y que se asocian a la emisión de viento solar de alta velocidad. En ellos, los campos magnéticos quedan abiertos, facilitando el escape de gas caliente que aumenta su velocidad a medida que disminuye su densidad (Cranmer, 2002). Habitualmente los agujeros coronales no llegan a producir condiciones de tormentas geomagnéticas; sus efectos intervienen principalmente en la termosfera y la ionosfera, y se registran en latitudes altas de la Tierra (Mannucci et al., 2012). Durante aproximadamente 7 años alrededor del mínimo de cada ciclo solar, los agujeros coronales persisten en ambas regiones polares; según se acentúa la actividad solar y los campos magnéticos se vuelven más complejos, los agujeros coronales pueden aparecer en cualquier latitud solar y permanecer entre 3 y 5 rotaciones solares, en promedio (*FIGURA AP. C-14*).

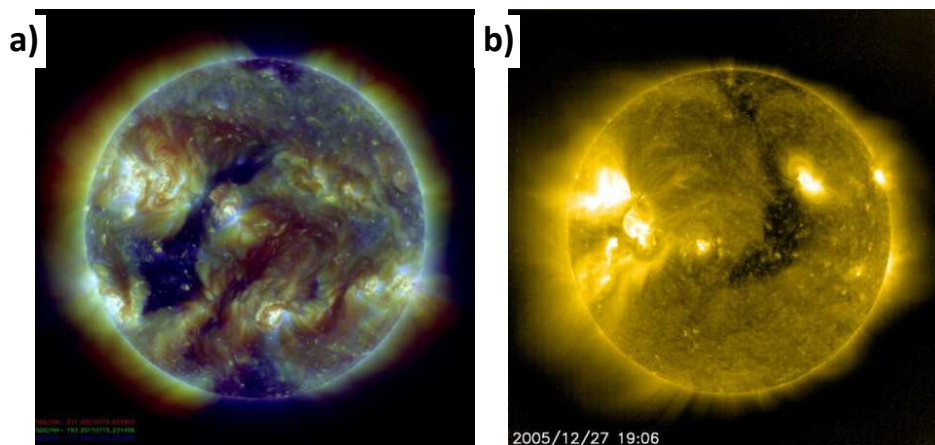


FIGURA AP. C-14 – Agujeros coronales elongados, observados por a) el SDO y b) el SOHO.

C.3.4. Otras consideraciones

i. En relación a la posición

NANOSAT-1B se encuentra en una órbita baja terrestre y heliosíncrona, siguiendo una trayectoria cuasipolar: a altas latitudes, cercanas a los polos, encontrará líneas de campo magnético caóticamente distribuidas, peor descritas por los modelos debido precisamente a su rápida variación. Además, es en el entorno de los casquetes polares donde confluyen las partículas cargadas atrapadas por la magnetosfera. Por otra parte, en latitudes demasiado bajas, en el entorno ecuatorial, aparecen algunos efectos ionosféricos más acusados debido a la circulación de corriente en las capas altas de la atmósfera (Anomalía ecuatorial o de Appleton (Lühr et al., 2003)) y al cinturón interno de Van Allen (Ezquer & Radicella, 2008).

Son las latitudes intermedias, por tanto, las que presentan una situación más estable y mejor caracterizada por los modelos, más favorable para este trabajo. Se habrán de tener en cuenta no obstante las regiones características de la magnetosfera (Anomalía del Atlántico Sur, casquetes polares, etc.).

ii. En relación al tiempo

Existen consideraciones técnicas en lo referido a la duración de una medida: las características técnicas de la electrónica del sensor magnético en NANOSAT-1B recomiendan mediciones largas, de manera que la temperatura alcance una situación de equilibrio y permita medidas más repetitivas y correspondidas con la calibración. Sin embargo, al mismo tiempo, las limitaciones de potencia y la demanda de otros subsistemas a bordo hacen inviables las medidas demasiado largas.

Por otro lado, existen efectos geofísicos en lo referido al momento de la medida (la época): la actividad ionosférica es mayor en periodo Sol, así como la respuesta de la magnetosfera en caso de sufrir una tormenta geomagnética (Portillo et al., 2008). En periodo Eclipse, estos efectos se ven mitigados propiciando unas mediciones más estables, mejores para los objetivos de este trabajo.

AP-C.4. Monitorización de los parámetros orbitales

Los procesos de modelado del campo geomagnético se hacen durante periodos de calma (Torta, 2000). Es conveniente mantener un registro *a posteriori* de los índices de actividad solar reales para corregir adecuadamente las medidas magnéticas. En las próximas figuras (FIGURA AP. C-15, FIGURA AP. C-16, FIGURA AP. C-17, FIGURA AP. C-18, FIGURA AP. C-19, FIGURA AP. C-20 y FIGURA AP. C-21) se muestran los índices principales, recopilados diariamente en la franja de tiempo del estudio de este trabajo, desde julio de 2009 a diciembre de 2014.

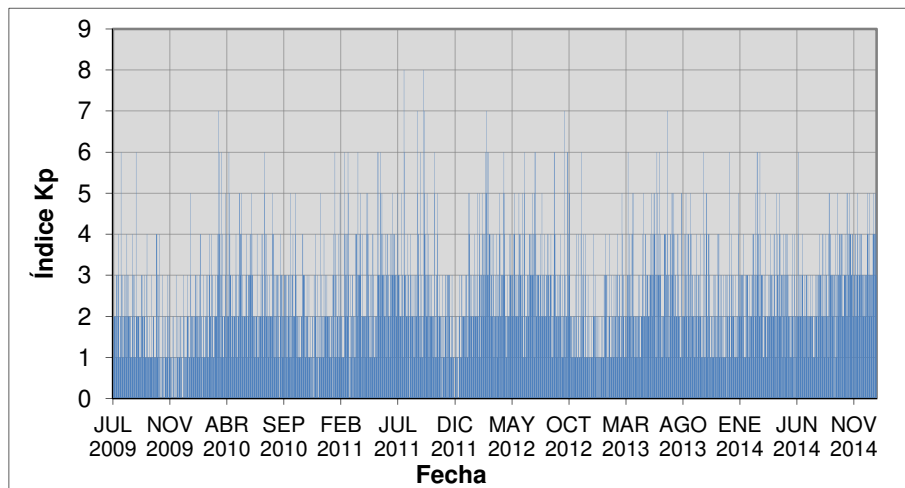


FIGURA AP. C-15 – Índice KP: Julio 2009 a Diciembre 2014.

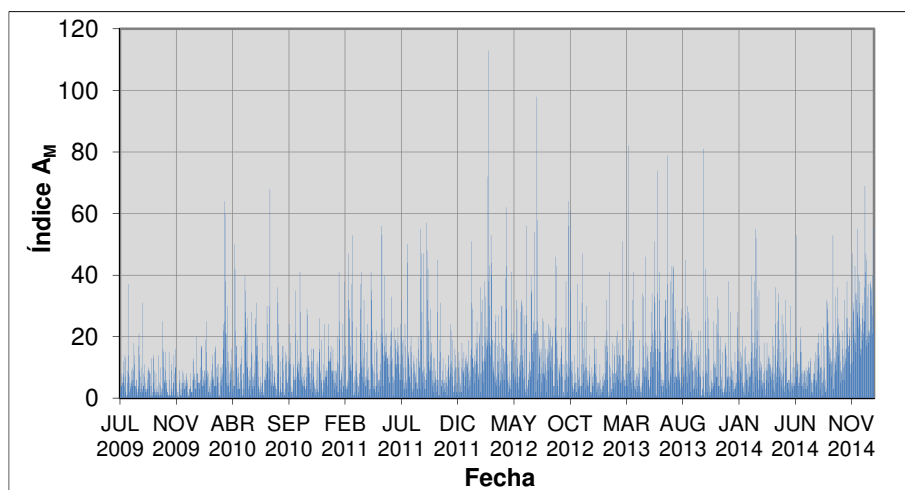


FIGURA AP. C-16 – Índice AM: Julio 2009 a Diciembre 2014.

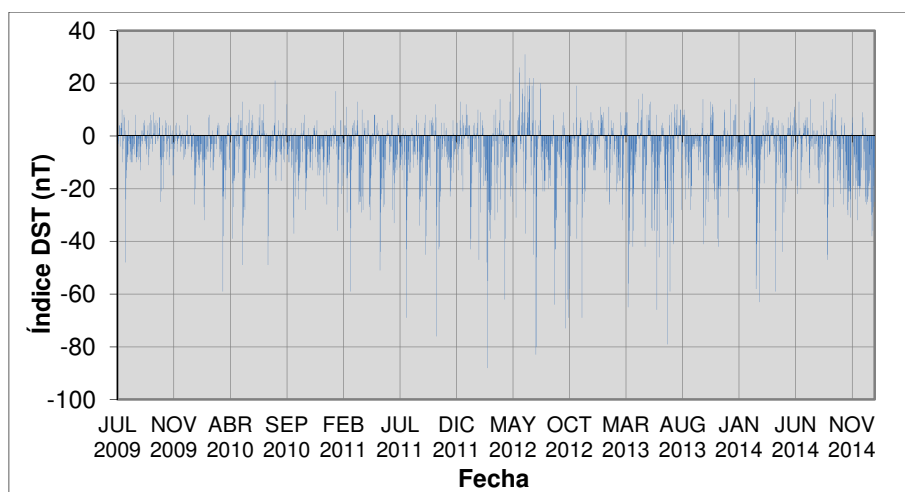


FIGURA AP. C-17 – Índice DST: Julio 2009 a Diciembre 2014.

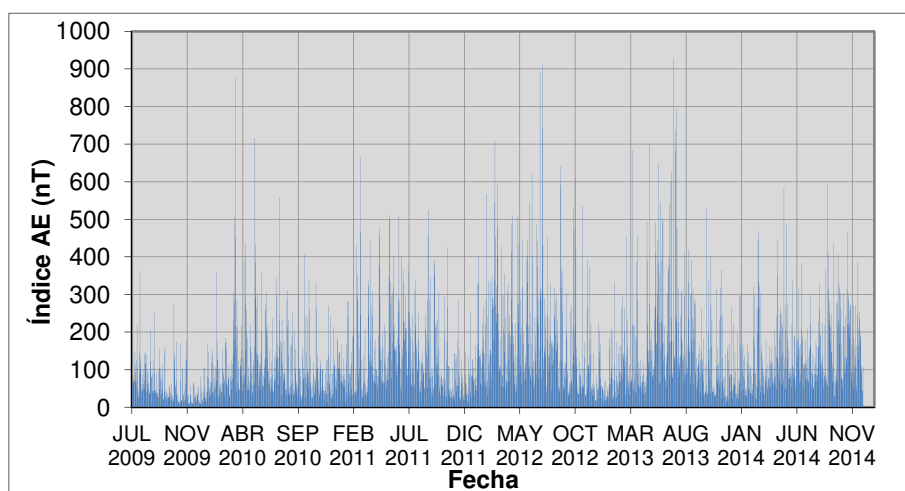


FIGURA AP. C-18 – Índice AE: Julio 2009 a Diciembre 2014.

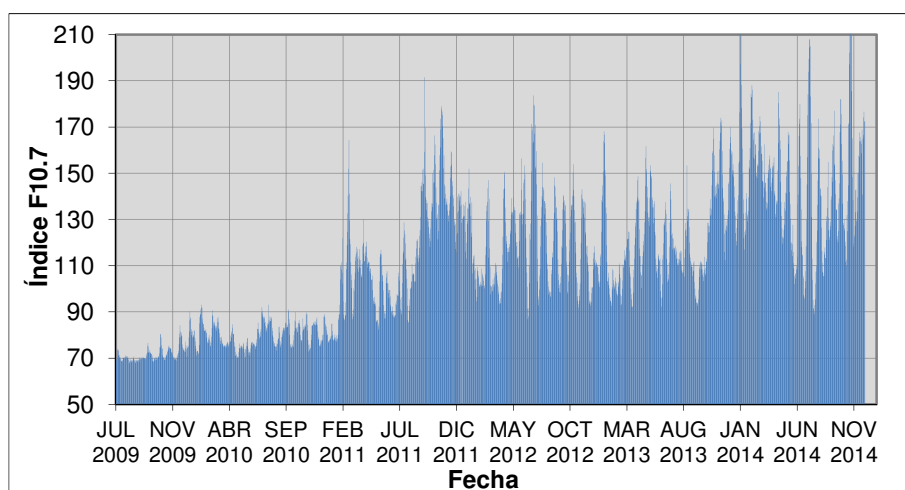


FIGURA AP. C-19 – Índice F10.7: Julio 2009 a Diciembre 2014.

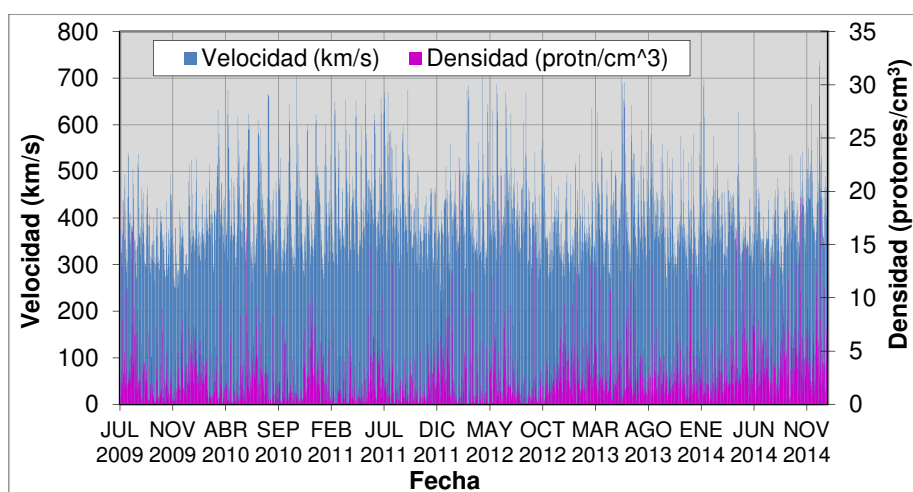


FIGURA AP. C-20 – Viento solar: Julio 2009 a Diciembre 2014.

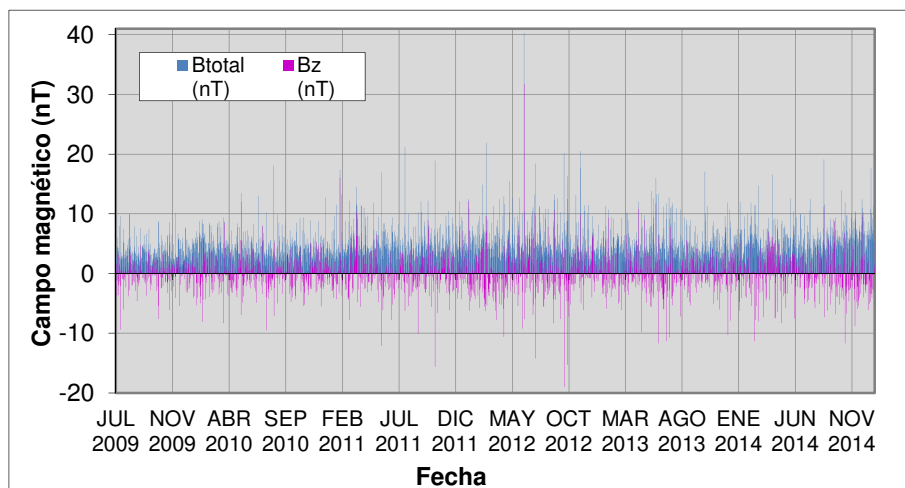


FIGURA AP. C-21 – Campo magnético interplanetario: Julio 2009 a Diciembre 2014.

El objetivo de esta monitorización es el de trabajar con los datos específicos de cada época, no con promediados ni tendencias, y poder determinar si las medidas magnéticas tomadas en cada momento han sufrido algún tipo de perturbación para corregirlo en el análisis. No se analizan estas gráficas en sí mismas en profundidad, si bien en el periodo de estudio, especialmente a partir de 2011, se observa un cierto incremento en la perturbación provocada por el Sol, según los índices K_p , A_m , DST y AE; además, la emisión solar es más intensa a partir de esa época, según el índice F10.7, registrándose picos de densidad de protones en el viento solar mayores y un ligero aumento del IMF.

Dado que el último máximo de actividad solar fue en 2000, se esperaba un nuevo máximo para 2010-2011, según la cifra de 11 años utilizada comúnmente para datar los ciclos solares (Hathaway et al., 1994). Pero esto es sólo un promedio, pudiendo ser de 9 a 14 años, y los datos apuntan a que realmente el máximo pudo tener lugar a finales de 2013.

Se presentan a continuación la **TABLA AP. C-2** donde se recopilan los índices de meteorología espacial monitorizados y estudiados en este trabajo, específicamente los que coinciden con los días donde se han realizado telemedidas.

TABLA AP. C-2 – Índices de meteorología espacial de los días en que se realizaron TMs (entre agosto de 2009 y diciembre de 2014)

AÑO	MES	DÍA	Viento Solar		Erupciones solares de rayos X	Número de manchas solares	Índice K planetario (Kp)	Campo magnético interplanetario			Am	DST (nT)	AE (nT)	F10.7
			Velocidad (km/s)	Densidad (proton/cm³)				Btotal (nT)	Bz (nT)					
2009	AUG	2	370,8	13,6	A0	0	2	5,8	-3,8	S	4	-1	50	70,1
		5	380	16,2	A0	0	2	10	9,9	N	9	-3	118	68,1
2009	SEP	18	386	0,4	A0	0	2	2	2	N	4	2	39	69,6
2010	JAN	7	288,3	1,8	B2	0	0	4,5	-2,7	S	2	0	13	75,5
		8	291	2,8	B1	15	1	2,6	1,7	N	2	-3	20	74,9
		9	271,4	2	C1	14	1	4,3	0,8	N	2	0	24	79

Continúa...

Continúa:

AÑO	MES	DÍA	Viento Solar		Erupciones solares de rayos X	Número de manchas solares	Índice K planetario (Kp)	Campo magnético interplanetario			Am	DST (nT)	AE (nT)	F10.7
			Velocidad (km/s)	Densidad (proton/cm ³)				Btotal (nT)	Bz (nT)					
2010	JAN	13	513,1	1,7	B2	35	3	4,1	-0,8	S	12	-8	107	87,5
		14	444,8	2,2	B8	41	2	3,3	-0,2	S	7	-9	52	87
		15	424,5	3	C1	34	2	2	1,4	N	8	-6	27	82,6
		16	356,1	5,6	B3	26	0	2,3	-0,2	S	3	-4	22	81,4
		17	376,1	4,6	C2	24	1	4,1	1,7	N	3	-3	14	79,9
		20	525,2	2,1	M2	0	5	5	-0,4	S	20	-6	171	79,1
		21	452,3	3,2	C3	16	3	5,2	1,1	N	8	-26	83	80
		22	361,1	3,8	B7	17	1	5,5	-4,1	S	5	-15	41	79,8
		23	348	4,7	B4	30	2	4,8	-3,7	S	8	-15	78	82
		24	374,8	2,1	B3	40	2	4,3	1	N	8	-20	148	81,9
		25	374	2	B1	32	2	5,1	1,1	N	5	-12	51	78,7
		26	361,1	7,4	B6	34	2	3,7	0,2	N	5	-10	44	77,3
		27	330,1	3,6	B4	28	1	6	1,2	N	3	-4	28	75,4
		28	356,5	6,1	B2	15	2	5,7	2,5	N	5	-4	54	74
		29	344,4	6,9	A6	13	1	5,1	-1,6	S	5	-6	32	71,1
		30	412,9	7,4	B1	12	1	7,1	-5,3	S	10	-2	68	72,8
		31	353,5	5,1	B4	25	2	5,1	-1,5	S	6	-9	67	73
2010	FEB	11	371,1	6	C1	55	2	5,3	-0,6	S	9	0	52	91,8
		12	340,9	1	M5	64	3	6	-0,7	S	9	-15	107	93,1
		13	308,2	1,3	C8	38	2	5,9	-1,4	S	19	-10	102	91,8
		14	311,2	2,8	C4	37	1	9,1	-8,1	S	6	-9	71	87,2
		15	360,3	6	C1	28	4	8,4	1,4	N	25	-27	360	85,5
2010	MAR	20	407,2	0,4	B7	24	3	3,2	1,3	N	11	-5	113	82,8
		21	343,7	0	B6	25	1	3,7	0,4	N	1	-3	31	84,1
2010	APR	15	475,4	3,8	A3	12	4	2,6	1,1	N	12	-13	102	75
		16	429,4	1,6	A4	0	2	5,4	4,2	N	4	-3	47	75,4
		17	385	0,2	B2	0	1	4,3	-0,4	S	5	-4	50	74,5
		18	380,1	0,3	B1	0	1	4,4	-0,3	S	2	2	46	75,3
		19	346,8	0,5	A4	0	2	3,1	-0,3	S	8	4	107	76,1
		20	363,5	1,2	A4	0	2	5,6	0,6	N	6	1	129	76,4
2010	JUL	20	317,4	2,4	C1	25	2	6,1	-0,5	S	7	6	69	89,9
		21	341,5	4	B8	32	2	4,6	-2	S	6	1	69	92
		22	366	4,6	B8	38	2	4,6	-0,6	S	6	-8	136	90,5
		23	386,4	9,2	B7	39	2	8,1	7,9	N	12	5	108	89,2
		24	355,4	7,3	B2	45	2	5,4	-3,4	S	6	12	78	87,9
		25	439,9	4,6	B2	41	3	5,4	-0,3	S	11	1	146	87,9
		26	465,3	4,2	B4	39	2	6,8	1,4	N	8	2	126	87,1
		27	610,8	1,6	C2	39	4	5,6	-1,4	S	30	-8	344	85,2
		28	579,4	1,8	C2	15	4	3,3	0	-	24	-12	297	88
		29	581,7	0,3	B7	31	3	2,9	-0,3	S	12	-6	172	87,2
		30	574,2	2,1	B8	31	2	3,7	1,3	N	12	-3	133	85,7
		31	533,9	0,6	B6	29	2	3,2	1,4	N	10	-6	96	83,9

Continúa...

Continúa:

AÑO	MES	DÍA	Viento Solar		Erupciones solares de rayos X	Número de manchas solares	Índice K planetario (Kp)	Campo magnético interplanetario			Am	DST (nT)	AE (nT)	F10.7
			Velocidad (km/s)	Densidad (proton/cm ³)				Btotal (nT)	Bz (nT)					
2010	AUG	1	476,4	2	C3	12	1	2,5	-1,6	S	6	1	60	82,1
		3	592,1	7,7	B4	17	5	10,2	-9,5	S	30	-4	232	83
		5	518,7	1	C1	27	4	2,6	0,7	N	14	-38	162	85,1
		7	394	2,8	M1	49	2	3,1	1,5	N	5	-12	82	93,1
		9	439,4	3,4	B1	46	4	5	-4,2	S	17	-11	171	86,5
		19	331,8	1	B1	23	2	3	-0,8	S	4	-5	74	79,8
		20	299	3	A9	0	2	2,6	-1,2	S	3	4	48	78,9
		21	284,8	2,1	A9	0	2	3,6	1,4	N	3	4	45	77,3
		22	273,6	3	A7	0	2	4,1	-0,5	S	1	5	33	76,3
		26	659,5	0,8	B2	23	4	2,5	0,1	N	18	-8	215	75
		27	662,2	0,1	B4	23	4	3	0	-	24	-10	233	74,8
2010	AUG	28	542,2	0,1	A9	11	3	1,9	-0,7	S	14	-10	140	73,3
		29	439,1	0,1	A7	11	2	2,1	0,7	N	2	-6	42	75,4
		30	348,2	0,1	B1	25	1	2,8	-0,1	S	1	-2	34	76,4
		31	332,2	0,4	B1	28	1	4,2	1,7	N	3	2	34	76
2010	SEP	1	351,8	0,5	B1	27	2	9,9	-5	S	7	6	55	77,7
		2	430,2	0,5	A7	51	3	4,6	-0,8	S	12	-5	162	78,4
		3	394,9	0,1	B2	52	3	1,9	1,2	N	2	-6	55	78,5
		4	344,2	0	B3	54	2	2,3	0,9	N	2	-1	35	83,6
		5	391,5	0,1	B5	53	1	8,5	-0,2	S	5	2	61	83,5
		6	365,4	0,8	C1	58	3	6,3	0,6	N	13	-6	167	81
		7	438,6	8,3	B6	24	3	5,5	-1,8	S	17	-7	190	77,3
		8	352,2	3,2	C3	16	3	2,9	1,3	N	17	-17	253	75,6
		9	460,9	2,2	C2	11	2	3,7	-0,4	S	9	-7	67	74,7
		10	405,3	0,7	B5	0	1	3,4	0,9	N	2	-5	51	76,4
		11	350,9	1	B4	11	1	2,7	0,5	N	1	-1	32	79,1
		12	287,3	0,2	B1	11	0	2,2	0,3	N	1	1	36	79,3
		13	290,1	0,4	B2	26	2	3,9	1,1	N	3	5	42	80,4
		14	374,1	1,5	B1	17	3	8,2	-3,4	S	15	-4	202	81,6
		15	363,9	0,9	B7	24	4	5,2	-0,9	S	11	-9	106	82,1
		16	477	3	B5	20	3	6,2	1,9	N	12	0	89	83,3
		17	456,1	1,8	B9	46	3	3,6	-0,8	S	14	-10	156	83
		18	398,4	0,1	B4	41	3	3,1	1,8	N	6	-5	68	82,9
		19	326,4	0,7	B2	42	1	2,2	-1,4	S	5	2	63	81,9
		20	333,7	12	C1	50	2	6,1	-0,1	S	5	3	45	83,3
		21	393,6	0,5	C1	38	2	3,5	-0,3	S	7	-2	53	85,2
		28	529,3	0,1	C1	52	3	3,4	3,3	N	18	-10	100	83,5
		29	440	0,3	B5	49	3	3,1	3,1	N	4	-10	81	91
		30	380,2	0,4	B6	51	1	4,6	-0,1	S	2	-2	32	90,2
2010	OCT	1	349,6	0,2	B5	45	2	2,6	2	N	2	-4	29	86,9
		2	315,6	0,2	B4	44	2	1,8	0,5	N	0	-2	21	85,1
		3	282,1	0,1	B2	42	1	3,1	1,4	N	2	0	24	80,1

Continúa...

Continúa:

AÑO	MES	DÍA	Viento Solar		Erupciones solares de rayos X	Número de manchas solares	Índice K planetario (Kp)	Campo magnético interplanetario			Am	DST (nT)	AE (nT)	F10.7
			Velocidad (km/s)	Densidad (proton/cm ³)				Btotal (nT)	Bz (nT)					
2010	OCT	4	287,1	7,5	C1	28	2	4	-3,4	S	3	3	35	76,1
		5	334,4	1,2	B2	23	3	7,2	4	N	11	-6	132	75,4
		7	309,2	2,7	B1	0	2	5,7	-4,8	S	6	-11	103	75
		8	351,5	1,3	B1	0	3	4,4	-2,8	S	7	-5	78	74,7
		9	354,3	0,5	B2	0	1	2,8	0,6	N	6	-6	73	76,2
		10	327,4	6	B4	12	1	4,6	-2,3	S	6	1	88	75,7
		11	376,7	5,6	A9	13	5	6,1	-3,9	S	35	-31	406	75
		12	394,2	0,7	A9	11	3	4,9	-2,5	S	21	-37	242	74,9
		13	322,8	5,7	B4	11	2	1,1	0,4	N	7	-14	81	77,7
		14	284,5	6,3	B3	24	1	1,3	0,7	N	1	2	26	79,9
		18	379,5	3,2	C2	61	2	4,7	-4,3	S	9	-10	94	89,9
		19	431,2	2,4	C1	69	2	5,5	-3,7	S	12	-7	97	85,9
		20	402,5	2,4	C1	65	2	4,6	0,2	N	8	-9	78	83,2
		21	387,8	1,1	B3	61	2	3,3	2,5	N	6	-5	48	82,7
		25	607,8	0,7	C2	57	3	3,5	2	N	13	-17	102	85,2
		26	552,2	1,1	C1	57	3	3	1	N	15	-15	136	85,1
		27	477,6	1,8	B7	74	2	3,1	2	N	7	-14	67	86,5
		28	439,5	1,8	B2	53	1	2,7	0,1	N	6	-12	59	85,3
		29	339,6	0,1	B3	27	2	3,5	0,1	N	5	-10	47	84,5
		30	386,2	0,2	B3	24	2	4,5	3,8	N	4	-1	27	83,6
		31	359	1,2	C4	32	2	9,3	4,2	N	10	1	25	80
2010	NOV	1	312,7	1,2	C1	32	1	4,7	2,7	N	7	5	26	77,9
		2	336	4,1	B2	30	1	4,7	-3	S	4	-1	60	77,7
		3	319,5	0,6	C4	17	1	4,4	-0,2	S	8	-10	120	77,2
		4	295,2	2,6	B9	18	2	1,8	1,1	N	6	-6	90	77,8
		5	329,8	0,4	B6	34	1	2,2	-0,9	S	4	1	70	81,6
		11	457,9	1,1	C4	55	4	6,8	-5,2	S	29	-14	332	82,8
		12	514,5	1	C4	55	4	4,1	-3,2	S	27	-28	263	83,7
		13	446,5	1,1	C1	68	3	4,2	0,3	N	10	-21	103	83,6
		14	725	0,6	C1	63	3	5	4,7	N	14	-16	140	84,6
		15	597,8	0,5	C2	69	3	3,2	-1	S	14	-16	107	88,8
		16	500,3	0	B4	62	3	3,6	-0,6	S	12	-13	97	89,8
		17	432,4	3,6	B7	55	3	4,8	-1,6	S	8	-7	48	89,1
		18	557,3	0,7	B4	61	2	1,9	-1,2	S	10	-4	70	84,5
		19	336,5	0,1	B2	40	1	5,9	0,6	N	3	-5	30	82
		20	382,3	0,4	B2	37	1	4,2	0,3	N	5	3	38	77,9
		21	426,9	0,6	B2	24	2	4,4	-2,7	S	8	-5	94	75,8
		22	501,5	0,3	A8	25	2	5,1	-3,6	S	12	-6	109	72,9
		23	458,1	0,1	B1	23	3	4,8	-2	S	16	-12	125	73,4
		25	426	0,2	B3	11	2	3,6	1,4	N	6	-10	53	75,9
		26	338,4	1,5	A6	22	1	3,6	1,5	N	2	-6	44	74,2
		27	440,6	16,1	B1	23	1	8,9	5,2	N	16	0	100	74,5

Continúa...

Continúa:

AÑO	MES	DÍA	Viento Solar		Erupciones solares de rayos X	Número de manchas solares	Índice K planetario (Kp)	Campo magnético interplanetario			Am	DST (nT)	AE (nT)	F10.7
			Velocidad (km/s)	Densidad (proton/cm ³)				Btotal (nT)	Bz (nT)					
2010	NOV	28	442	0,3	B2	22	3	5,2	-2,6	S	16	-6	100	77,9
		30	344,1	0,4	B8	31	1	2,7	1,9	N	5	-5	58	84
2010	DIC	1	327,7	0,5	C1	24	1	4,9	-2,6	S	4	-3	45	84,1
		2	310,3	0,6	B2	25	2	2,4	2,2	N	3	-5	36	84,1
		3	286,4	6,2	B5	32	1	2,6	0,9	N	1	3	21	84,4
		4	286,8	3,5	B5	27	1	3	1,1	N	3	3	44	84,9
		5	276,9	4	B4	48	0	4,5	0,7	N	2	2	43	85,4
		6	350,6	7	B2	47	1	6	1,3	N	6	4	52	85,9
		7	365,6	3,5	B2	35	2	5,5	0	-	11	1	93	84,5
		8	382,5	3	B2	34	2	3,4	1,3	N	12	-8	126	84,6
		9	326,8	1	B1	22	1	2,3	1,8	N	3	-5	37	84,2
		10	358,6	0,8	B2	22	0	4,4	1,9	N	2	0	34	85,8
		11	311,6	1,1	B4	33	0	2,8	2,1	N	2	2	14	84,3
		12	431,2	1,4	B5	25	3	6,9	-3,2	S	10	6	68	86,7
		13	584,9	2,5	B2	23	2	5,4	5,2	N	16	-6	126	85
		14	601,7	2,7	C2	46	3	4,5	0,9	N	26	-10	271	87,5
		15	588,3	1,6	C5	33	4	3,2	-2,9	S	15	-15	139	84,2
		16	438,4	3,1	B7	11	2	4,1	-0,4	S	9	-12	89	81,4
		17	407,3	2,7	B4	23	2	4,1	-0,2	S	8	-7	60	79,1
		18	381,4	2,6	B1	11	1	3,7	-1,8	S	6	-7	65	78
		19	397,7	9,4	B1	0	1	8,8	4,7	N	5	-5	39	78,3
		27	339,3	7,7	B1	28	1	4,4	-2,5	S	5	-4	38	77,4
		28	374	10	A9	14	5	4,4	-1,2	S	24	-10	215	78
		29	334,2	3,4	B4	31	1	2,5	0,9	N	7	-23	101	79,9
		30	353,6	6,1	B1	37	3	5,6	-1,4	S	9	-9	109	80,2
2011	FEB	1	514,3	2,1	B3	21	4	3,5	-0,1	S	20	-2	166	77,6
		2	385,3	0,5	B4	22	3	2,5	-1,3	S	11	-7	118	77
		3	319,4	1,7	B2	22	1	2,1	0,1	N	2	-4	29	78,1
		4	599,5	6,9	B9	32	6	11,5	-4,3	S	41	-2	283	79,8
		5	559,5	0,3	B3	45	4	3,9	-1,7	S	25	-36	237	78,7
		6	509,6	0,5	A7	26	3	2,9	0,3	N	19	-27	280	78
		7	433	1,8	B2	41	1	2,7	-1,9	S	6	-18	65	80,1
		8	410,5	2,4	C4	28	3	4,1	-1,7	S	6	-9	89	87,3
		9	351	1,3	M1	71	1	2,2	1,3	N	3	-9	39	86,4
		10	381,4	2,8	C4	67	2	4,9	0,4	N	8	-4	88	89
		11	434,4	5,2	B9	38	2	4,4	-3,2	S	9	-3	88	88,9
		12	382,4	1,3	C2	54	2	3,5	0,4	N	7	-4	103	93,1
		13	306,1	0,3	M6	63	1	3,6	3,3	N	2	6	32	104,1
		14	400,9	6,1	M2	84	4	17,4	16	N	24	6	146	109,8
		15	460,2	0,5	X2	90	2	3,5	2,5	N	14	-22	117	110
		17	328,6	0,7	C6	60	1	3	2,2	N	4	-1	34	108,3
		18	533,9	0,7	M6	51	5	13,2	-0,7	S	38	-1	188	121,9

Continúa...

Continúa:

AÑO	MES	DÍA	Viento Solar		Erupciones solares de rayos X	Número de manchas solares	Índice K planetario (Kp)	Campo magnético interplanetario			Am	DST (nT)	AE (nT)	F10.7
			Velocidad (km/s)	Densidad (proton/cm ³)				Btotal (nT)	Bz (nT)					
		19	420,4	0,2	C8	101	2	7	-3,7	S	10	-19	192	106,9
		20	437,9	0,3	C1	79	3	3,8	-1,3	S	17	-14	187	102,2
		21	386,5	1,3	C7	103	2	5,7	-2	S	14	-11	207	94,6
		22	413,5	0,1	B6	60	1	4,9	0,1	N	3	-5	45	89
		23	361,4	0,2	C1	34	2	4,1	0,6	N	4	-3	40	87,4
		24	325,2	0,4	M3	27	1	2,9	1	N	3	4	33	87
		28	305,8	7,3	M1	44	1	5	-2,8	S	5	11	45	94
2011	MAR	1	621,8	0,7	C6	54	6	8,8	-1,7	S	47	-16	430	108,5
		2	649,9	0,1	C1	72	4	2,9	1,6	N	32	-29	352	111,4
		3	630,8	0,1	C5	83	4	3,6	0,4	N	29	-16	294	118,8
		4	530,1	0,1	C2	71	3	3,4	-2,6	S	26	-15	285	124,7
		5	497,3	0,1	C2	104	2	4	4	N	10	-10	90	132,5
		6	449,1	0,1	C8	114	3	5,1	2,7	N	11	1	73	140,3
		7	389,9	0	M3	118	4	4,7	-4,2	S	17	-5	198	151,9
		8	322,6	0,2	M5	122	2	4,7	-3,9	S	9	-14	155	164,3
		9	297,4	1,5	M1	137	2	5,6	-4,4	S	9	-4	103	141,1
		10	380	4,1	X1	132	4	8,6	-7,7	S	37	-28	465	129,5
		11	465,6	0,6	C5	88	6	12,2	-1,3	S	53	-59	666	121,5
		12	562,3	1,3	M1	105	5	3,2	0,6	N	25	-35	247	119,2
		13	507,5	1,1	C6	78	3	6,3	-0,9	S	14	-13	126	111,5
		14	545	1,3	M4	64	1	4,3	3,4	N	5	-9	47	106,1
		15	374,7	1,3	M1	51	0	6	5	N	1	-4	24	100,3
		16	355,1	4,6	C3	47	0	6	4,5	N	1	3	26	103,8
		17	378,4	2,9	C1	50	3	8	6,7	N	7	4	50	89,2
		18	372,6	0,4	B5	45	1	3,8	1,1	N	2	-2	35	86,8
		19	331,1	1,4	B3	35	2	3,4	-2,4	S	6	5	63	88
		20	361,7	1,1	B7	48	2	4,4	-3,3	S	12	-5	135	91,2
		21	340,1	0,1	C4	47	1	7,1	-2,8	S	9	-3	99	100,2
		22	395,4	4,5	C3	34	3	9,2	6,3	N	11	6	69	99,1
		23	464,6	0,2	M1	31	3	6,7	4,2	N	23	-4	207	104
		24	455,2	0,6	M1	46	2	5,7	2,3	N	5	2	39	106,9
2011	APR	11	454,7	5,1	C1	56	4	11,4	11,3	N	13	10	109	106,3
2011	MAY	12	337,1	0,7	C2	84	1	3,9	1,1	N	2	-3	66	94,7
		13	342	0,5	B2	29	2	5,5	-0,4	S	4	8	68	93,5
		14	352,9	0,7	B2	29	1	11,8	0,8	N	4	8	63	93,4
		15	535,9	0,3	C1	64	4	7,4	0,3	N	15	8	128	96,6
		16	596	0,3	B5	54	4	5,7	3,9	N	22	-9	219	94,3
		30	566,2	0,6	C7	89	3	4,8	1,1	N	18	-29	197	115
		31	581,5	1,3	C1	105	3	3,9	1,6	N	26	-24	333	115,2
2011	JUN	1	503,8	0,3	C4	132	3	4,5	-2	S	20	-16	274	116,8
		2	417,3	0,4	C3	107	3	4,3	-0,3	S	14	-22	297	114,8
		3	390,5	0,1	C2	118	2	2,4	-1,1	S	4	-8	78	110,2

Continúa...

Continúa:

AÑO	MES	DÍA	Viento Solar		Erupciones solares de rayos X	Número de manchas solares	Índice K planetario (Kp)	Campo magnético interplanetario			Am	DST (nT)	AE (nT)	F10.7
			Velocidad (km/s)	Densidad (proton/cm ³)				Btotal (nT)	Bz (nT)					
2011	OCT	15	420,4	0,7	C5	157	3	5,3	1,3	N	13	4	84	136,9
		16	453,9	0,2	C6	166	3	3,7	0,5	N	13	0	94	150
		17	368,3	1,4	C2	158	2	3,7	-0,6	S	5	0	62	151,6
		18	369,3	4	C2	165	2	4,8	3,9	N	6	5	56	145,7
		29	288,5	0,5	C3	104	1	3	-1,1	S	1	-5	28	121,4
		30	359,2	1,6	C2	73	3	7,5	-6,6	S	12	-5	122	124,9
		31	369,8	0,7	M1	80	3	6,9	-2,6	S	19	-4	174	136,1
2011	NOV	5	283,3	0,6	M3	100	2	5,4	3,6	N	4	-23	108	169
		6	317,1	1,2	M1	135	2	1,8	-1	S	6	-1	30	173,6
		7	351,7	0,1	C3	144	3	8,3	-1,1	S	9	5	43	178,9
		8	400,8	0,8	C2	154	2	2,7	-1,6	S	13	-9	108	177,7
		13	366,7	2	C2	155	0	5,9	1	N	3	-1	24	152,1
		14	366,7	0,6	C5	142	0	4,3	4,2	N	2	5	24	157,7
		15	431,8	0,4	M1	176	3	6,5	0,4	N	11	-8	106	145,1
		16	446,2	0,7	C7	137	1	3,9	3,5	N	5	-2	33	139,2
2012	JAN	12	510,5	6,6	C3	64	2	6,7	4	N	11	12	67	113
		13	442,8	2,4	C2	57	3	3,8	-1,5	S	12	8	75	120
		14	360,3	8,1	M1	81	1	5,1	1,2	N	3	3	35	128
		15	399,5	13,2	C2	145	2	3,4	2,4	N	8	8	57	129,2
		16	458,7	5,3	C6	141	3	4,9	1,1	N	19	-1	164	135,1
2012	JUL	9	389,8	1,6	C7	113	5	11,1	-6,9	S	54	-45	894	179,6
		10	494,3	1,8	M2	137	4	6,7	1,6	N	21	-22	319	179,2
		11	469,3	1,8	C9	122	3	6	-5,2	S	21	-12	299	167,1
		12	390,4	1,6	X1	94	4	4,2	1,2	N	22	-11	284	170,9
		13	341,8	1,7	X1	132	1	4,3	0,1	N	2	-4	80	152,1
2012	AUG	13	459,8	1,9	C2	76	3	4,6	0,8	N	16	-8	158	110,9
		14	463	0,1	C3	62	3	4,5	-1,2	S	14	-9	165	108,5
		15	472,1	0,2	B8	46	2	4,3	-2,4	S	9	-6	126	103,2
		16	463,8	0	C3	32	3	3,8	-3,6	S	24	-9	318	100,8
		17	366,3	0	M2	34	4	3,1	-1,6	S	15	-20	245	97,5
2013	SEP	16	421,5	3,7	B6	12	2	5,1	4,2	N	7	-4	82	95,5
		17	371,9	1,1	B6	23	3	6,6	1,7	N	14	-2	126	99,7
		18	559,6	2,2	C3	80	2	4,2	-1,5	S	13	1	147	105,1
2014	DEC	16	396	4,8	C5	152	3	5,8	-1,3	S	6	-17		178,8
		17	366,1	3,8	M8	169	3	6,6	-1	S	6	-18		192,3

APÉNDICE D. *Modelos de campo geomagnético*

- **AP-D.1 Modelo de campo magnético terrestre: World Magnetic Model (WMM)**
 - D.1.1. Descripción y construcción del modelo
 - D.1.2. Ecuaciones relevantes del modelo
 - D.1.3. Evaluación y validación del modelo
 - **AP-D.2 Otros modelos de campo magnético terrestre**
-

Los modelos de campo magnético de la Tierra se confeccionan mediante ecuaciones analíticas y análisis numérico, y se complementan con estudios geomagnéticos y geográficos y con datos de medidas reales, obtenidos de misiones magnéticas en órbita y de observatorios magnéticos distribuidos por la superficie de todo el planeta (Olsen, 2002; Mandeá & Purucker, 2005; Golovkov et al., 2009).

Para que los modelos de campo puedan ser de utilidad práctica deben cumplir con unos requisitos: una correcta georreferenciación, un control pormenorizado de la deriva temporal, una capacidad de adaptación a las anomalías, etc. Existen diversos intentos de modelar el comportamiento de la magnetosfera: por su gran aplicación en todo el mundo durante años, se ha seleccionado el *World Magnetic Model* (WMM) para este trabajo.

AP-D.1. Modelo de campo magnético terrestre: *World Magnetic Model* (WMM)

El Modelo Magnético Mundial (WMM, *World Magnetic Model*) es una expansión de orden 12 de la expresión del potencial geomagnético terrestre en función de armónicos esféricos.

El WMM es el modelo estándar creado por el *National Geophysical Data Center* (NGDC, Estados Unidos) en colaboración con el *British Geological Survey* (BGS, Reino Unido), para

servir a instituciones como el Departamento de Defensa de Estado Unidos, el Ministerio de Defensa del Reino Unido o la OTAN, aparte de un amplio rango de instituciones civiles (Quinn et al., 1995; Quinn & Macmillan, 1999; Macmillan & Quinn, 2000; McLean et al., 2004; Maus et al., 2009).

El principal objetivo del WMM es aportar la información magnética necesaria para obtener un geoposicionamiento adecuado en cualquier parte del rango de espacio estudiado. En particular, ofrece la corrección necesaria para obtener la posición del polo norte verdadero (declinación) y otros elementos que ayudan en la navegación y el control de actitud de naves.

D.1.1. Descripción y construcción del modelo

El magnetismo detectado en la Tierra tiene diversas fuentes: por un lado, el llamado campo interno (Sabaka et al., 2000), formado por un campo principal ("*core field*", el generado por el núcleo terrestre) y un campo local, debido a la imanación de la corteza exterior y de las corrientes oceánicas, así como a las corrientes superficiales, aunque su aportación es más pequeña.

Por otro lado, el campo externo o de perturbación ("*disturbance field*"), formado por todos los efectos magnéticos existentes en las capas altas de la atmósfera y superiores: campo irregular de tormentas en la magnetosfera, variación diurna en la ionosfera, pulsaciones magnetosféricas, campo interplanetario... Estos campos de perturbación, de variación temporal muy rápida e irregular, también inducen corrientes eléctricas en la corteza, el manto superior y los océanos (efectos considerados dentro de la propia perturbación).

$$\vec{B}(\vec{r}, t) = \vec{B}_{int}(\vec{r}, t) + \vec{B}_{ext}(\vec{r}, t) = \vec{B}_{ppal}(\vec{r}, t) + \vec{B}_{superficie}(\vec{r}, t) + \vec{B}_{ext}(\vec{r}, t) \quad (143)$$

El campo magnético es pues una suma de contribuciones que se superponen, y que serán detectadas en conjunto por cualquier sensor magnético.

El WMM sólo representa los efectos que tienen una longitud de onda espacial de más de 30°, que engloba al campo principal y a los principales efectos de superficie (corteza y océanos) de longitud de onda larga, quedando fuera los efectos menores del campo local, y los del campo de perturbación. Sólo es válido para el espacio que hay entre 1 km por debajo de la superficie terrestre y 850 km de altitud sobre la misma.

i. Sistemas de referencia: elementos del campo magnético y variación secular

Matemáticamente, se trabajará con un sistema de referencia centrado en la esfera ideal que es la Tierra: coordenadas geocéntricas. Sin embargo, tanto las medidas como los valores modelados estarán representados en un sistema de referencia más realista, centrado en el elipsoide detallado en el sistema WGS84: coordenadas geodésicas (FIGURA AP. D-22.a).

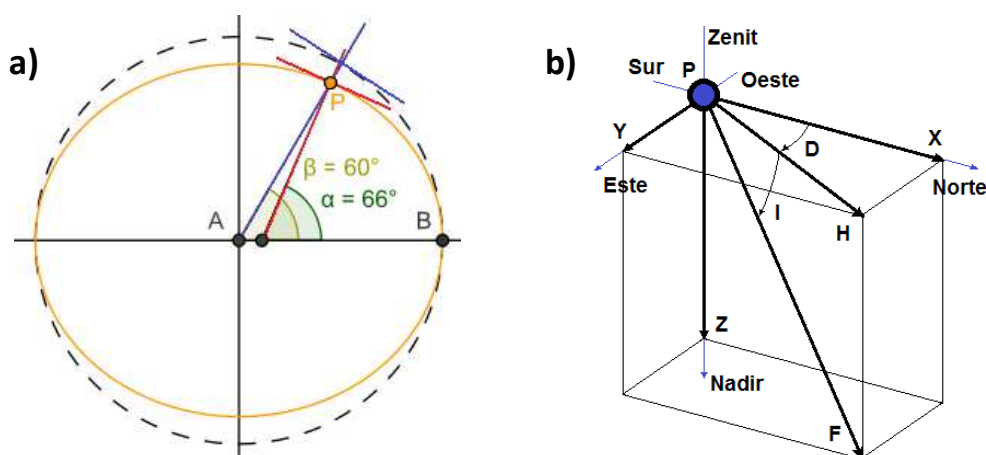


FIGURA AP. D-22 – a) Referencias geocéntrica y geodésica. b) Los siete elementos del campo magnético terrestre, en cualquier punto P del espacio (Maus et al., 2009)

Sobre este sistema de referencia se representan los siete elementos del campo magnético que el modelo aporta (FIGURA AP. D-22.b):

- **X, Y, Z:** componentes del campo magnético, dirigidas hacia el Norte verdadero, hacia el Este y hacia el Nadir (centro del sistema de referencia), respectivamente.
- **H:** componente horizontal, sobre la superficie del elipsoide.
- **F:** intensidad total de campo magnético.
- **D:** declinación magnética.
- **I:** inclinación magnética.

Para dimensionar adecuadamente una misión magnética, conviene conocer el rango de actuación útil, los valores esperables en órbita. Podemos observar los valores que el modelo WMM predice, según los datos adquiridos por observatorios y satélites, en la TABLA AP. D-3:

TABLA AP. D-3 – Rangos de los elementos magnéticos en la superficie de la Tierra

Elemento	Rango (@ Superficie terrestre) (nT, deg)	
	Min	Max
X	-17000	42000
Y	-18000	17000
Z	-67000	61000
H	0	42000
F	22000	67000
D	-180	180
I	-90	90

El campo principal cambia perceptiblemente de año en año por la llamada variación secular, y queda recogido dentro de este modelo. Sin embargo, debido a que los cambios son impredecibles y no lineales, los valores de todos los coeficientes deben ser actualizados y sustituidos cada cinco años, tiempo en el cuál la degradación de los mismos comienza a ser suficientemente deficiente.

Las dos ediciones que se utilizan en este trabajo son el modelo WMM2005.0, válido entre 2005 y 2010, y el WMM2010.0, válido entre 2010 y 2015. Al acabar el tiempo de operatividad de estos modelos, es necesario actualizar todo el *software* que dependa de él.

ii. Adquisición de datos

Para que estos modelos sean más precisos, se apoyan en una serie de estudios geomagnéticos, provenientes de dos fuentes: por un lado, de una cantidad de observatorios distribuidos por la superficie de todo el planeta, como se observa en la FIGURA AP. D-23:

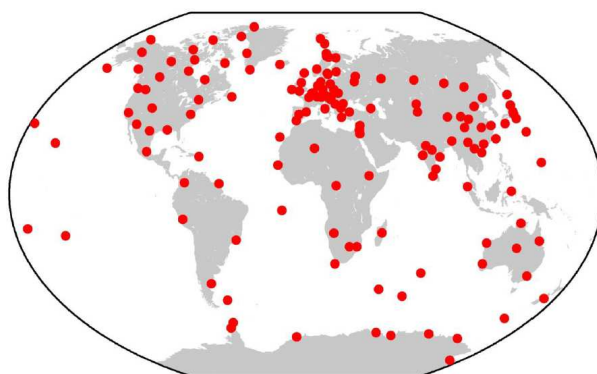


FIGURA AP. D-23 – Red de observatorios magnéticos de Intermagnet (<http://www.intermagnet.org/>)

Mención especial a los observatorios magnéticos españoles: Observatorio del Ebro (EBR, Roquetas, Tarragona), Guimar – Tenerife (GUI, Santa Cruz de Tenerife), San Fernando (SFS, Cádiz) y San Pablo – Toledo (SPT, San Pablo de los Montes, Toledo).

Los 152 observatorios magnéticos de la red Intermagnet (<http://www.intermagnet.org/>) estudiados para formar los WMM2005.0 y WMM2010.0 cuentan con instrumentación de dos tipos: magnetómetros vectoriales para la medida continua de las componentes del vector campo magnético (normalmente *fluxgate* triaxiales en teodolitos para medidas de la declinación y la inclinación), y absolutos para la medida de la intensidad de campo magnético (normalmente magnetómetros de precesión protónica).

Un exhaustivo control de calidad centrado en la estabilidad de las medidas es llevado a cabo, y sólo después de una criba de los datos, descartando errores tipográficos, saltos y posibles derivas, son aceptados los paquetes de medidas de cada observatorio para contribuir en la elaboración final del modelo WMM.

La otra fuente de datos con la que establecer condiciones de contorno para afinar el cálculo de los coeficientes del modelo son las medidas obtenidas por satélites en órbita. Los principales satélites que han ayudado en la elaboración del WMM2005.0 y WMM2010.0 son el CHAMP y el ØRSTED; el SAC-C argentino también fue consultado para el WMM2005.0.

Los satélites aportan algunas ventajas: por un lado, la cobertura completa del planeta. Pese a que la inclinación de sus órbitas es cuasipolar (87.2770° y 96.4781° , respectivamente), el espacio inexplorado que queda justo alrededor de los polos es suficientemente pequeño. Y por otro lado, la propia altitud de las órbitas: a las alturas en que se encuentran estos satélites

(137 – 146 km y 649.34 – 863.04 km, respectivamente), los efectos a pequeña escala cerca de la superficie quedan atenuados, dando como resultado un entorno magnético más limpio para centrarse en la medida del campo principal. Finalmente, el vuelo en órbitas LEO permite tener cada día un barrido de 15 órbitas completas, con un espaciado de alrededor de 24° entre ellas, lo que permite un ajuste y validación de las medidas muy frecuente.

TABLA AP. D-4 – Criterios de selección de datos, según parámetros orbitales

Índices de Meteorología Espacial		Viento solar		Chequeo de consistencia	
K_p	≤ 2	B_z (nT)	[0, 6]	Modelo – Medido (nT)	≤ 100
$ dDST/dt $ (nT/h)	≤ 5	B_y (nT)	[-3, 3]	F de magn. escalar – F de magn. vectorial (nT)	≤ 2
IE (nT)	≤ 30	B_x (nT)	[-10, 10]		
PC (mV/m)	≤ 0.2	v (km/s)	≤ 450		

D.1.2. Ecuaciones relevantes del modelo

Se presenta en este apartado la base analítica de las ecuaciones cuyos parámetros se aportan en el modelo: $g_{m,n}$, $h_{m,n}$ y sus variaciones seculares.

El campo magnético principal se deriva de un potencial, con lo que se puede definir de la siguiente manera (en coordenadas esféricas geocéntricas: longitud, λ , latitud, φ' , radio, r):

$$\vec{B}_m(\lambda, \varphi', r, t) = -\nabla V(\lambda, \varphi', r, t) \quad (144)$$

Y este potencial se puede expresar en términos de sus armónicos esféricos:

$$V = a \left[\sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n (g_n^m(t) \cos m\lambda + h_n^m(t) \sin m\lambda) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \tilde{P}_n^m(\sin \varphi') \right] \quad (145)$$

El modelo WMM trabaja con un grado de expansión de esta serie hasta el término $N = 12$; a es el radio de referencia geomagnética ($a = 6371200$ m). $\tilde{P}_n^m(\sin \varphi')$ son las funciones asociadas de Legendre, seminormalizadas mediante armónicos de Schmidt:

$$\tilde{P}_n^m(\sin \varphi') = \begin{cases} \sqrt{2 \frac{(n-m)!}{(n+m)!}} (-1)^m \cdot P_n^m(\sin \varphi'), & \text{si } m > 0 \\ (-1)^m \cdot P_n^m(\sin \varphi'), & \text{si } m = 0 \end{cases} \quad (146)$$

Donde $P_n^m(\sin \varphi')$ son los polinomios de Legendre que resuelven las ecuaciones de Laplace para sistemas de simetría esférica.

Para obtener todos los elementos del campo magnético, se siguen unos pasos:

1. El modelo necesita como datos de entrada la posición (en coordenadas geocéntricas, λ , φ' , r , medidos en radianes y en metros) y la época (medida en años decimales):

- La altura r se calcula a partir de h (altura sobre el elipsoide WGS84), que se obtiene desde la h_{MSL} (*Mean Sea Level*, altura promedio sobre el nivel del mar): h_{MSL} se transforma en h usando el modelo geopotencial EGM96.

$$\left. \begin{aligned} p &= (R_c + h) \cos \varphi \\ z &= (R_c \cdot (1 - e^2) + h) \sin \varphi \end{aligned} \right\} \longrightarrow r = \sqrt{p^2 + z^2} \quad (147)$$

- La longitud, λ , es igual en los sistemas geodésico y geocéntrico.
- La latitud en coordenadas geodésicas, φ , debe ser traducida a geocéntricas, φ' .

$$\varphi' = \arcsin \frac{z}{r} \quad (148)$$

Los parámetros para poder realizar estos cálculos (en relación al WGS84) son:

$$\begin{aligned} A &= 6378137 && \text{Semieje mayor (m)} \\ \frac{1}{f} &= 298.257223563 && \text{Achatamiento recíproco} \\ e^2 &= f \cdot (2 - f) && \text{Excentricidad al cuadrado} \\ R_c &= \frac{A}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}} && \text{Radio de curvatura Este-Oeste} \end{aligned}$$

2. Los coeficientes $g_{m,n}(t)$ y $h_{m,n}(t)$ se determinan según los coeficientes del modelo para un t_0 característico (p. ej.: 2005.0 ó 2010.0, en años decimales). Aquí intervienen los coeficientes del campo principal y los coeficientes de la variación secular:

$$\left. \begin{aligned} g_n^m(t) &= g_n^m(t_0) + (t - t_0) \dot{g}_n^m(t_0) \\ h_n^m(t) &= h_n^m(t_0) + (t - t_0) \dot{h}_n^m(t_0) \end{aligned} \right\} \quad (149)$$

3. Se computan las componentes del campo magnético, así como su variación secular, todavía en coordenadas geocéntricas: $X', Y', Z', \dot{X}', \dot{Y}', \dot{Z}'$:

$$X' = -\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \varphi'}; \quad Y' = -\frac{1}{r \cos \varphi'} \frac{\partial V}{\partial \lambda}; \quad Z' = \frac{\partial V}{\partial r} \quad (150)$$

El resultado es:

$$X' = -\sum_{n=1}^{12} \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (g_n^m(t) \cos m\lambda + h_n^m(t) \sin m\lambda) \frac{d\tilde{P}_n^m(\sin \varphi')}{d\varphi'} \quad (151)$$

$$Y' = \frac{1}{\cos \varphi'} \sum_{n=1}^{12} \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n m (g_n^m(t) \sin m\lambda - h_n^m(t) \cos m\lambda) \tilde{P}_n^m(\sin \varphi') \quad (152)$$

$$Z' = -\sum_{n=1}^{12} (n+1) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (g_n^m(t) \cos m\lambda + h_n^m(t) \sin m\lambda) \tilde{P}_n^m(\sin \varphi') \quad (153)$$

Y su variación secular:

$$\dot{X}' = - \sum_{n=1}^{12} \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (\dot{g}_n^m(t) \cos m\lambda + \dot{h}_n^m(t) \sin m\lambda) \frac{d\tilde{P}_n^m(\sin \varphi')}{d\varphi'} \quad (154)$$

$$\dot{Y}' = \frac{1}{\cos \varphi'} \sum_{n=1}^{12} \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n m (\dot{g}_n^m(t) \sin m\lambda - \dot{h}_n^m(t) \cos m\lambda) \tilde{P}_n^m(\sin \varphi') \quad (155)$$

$$\dot{Z}' = - \sum_{n=1}^{12} (n+1) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (\dot{g}_n^m(t) \cos m\lambda + \dot{h}_n^m(t) \sin m\lambda) \tilde{P}_n^m(\sin \varphi') \quad (156)$$

4. Se calculan las componentes del campo magnético, pero en su sistema de referencia elipsoidal, en coordenadas geodésicas:

$$X = X' \cos(\varphi' - \varphi) - Z' \sin(\varphi' - \varphi) \quad (157)$$

$$Y = Y' \quad (158)$$

$$Z = X' \sin(\varphi' - \varphi) + Z' \cos(\varphi' - \varphi) \quad (159)$$

También su variación secular:

$$\dot{X} = \dot{X}' \cos(\varphi' - \varphi) - \dot{Z}' \sin(\varphi' - \varphi) \quad (160)$$

$$\dot{Y} = \dot{Y}' \quad (161)$$

$$\dot{Z} = \dot{X}' \sin(\varphi' - \varphi) + \dot{Z}' \cos(\varphi' - \varphi) \quad (162)$$

5. Finalmente, a partir de las componentes del campo, se calculan unos elementos de mucha utilidad para el estudio magnético:

$$H = \sqrt{X^2 + Y^2} \quad (163)$$

$$F = \sqrt{H^2 + Z^2} \quad (164)$$

$$I = \arctan (Z/H) \quad (165)$$

$$D = \arctan (Y/X) \quad (166)$$

Y sus variaciones seculares:

$$\dot{H} = \frac{X \cdot \dot{X} + Y \cdot \dot{Y}}{H} \quad (167)$$

$$\dot{F} = \frac{X \cdot \dot{X} + Y \cdot \dot{Y} + Z \cdot \dot{Z}}{F} \quad (168)$$

$$\dot{I} = \frac{H \cdot \dot{Z} - Z \cdot \dot{H}}{F^2} \quad (169)$$

$$\dot{D} = \frac{X \cdot \dot{Y} - Y \cdot \dot{X}}{H^2} \quad (170)$$

D.1.3. Evaluación y validación del modelo

Se muestran algunas de las características especiales y las limitaciones del modelo.

- **Sólo el campo principal**

Se recuerda que este modelo solo representa el campo principal: ni la aportación por la imanación de la corteza ni por inducción electromagnética de la ionosfera, por lo que en aplicaciones cercanas a la superficie se pueden registrar anomalías locales que provocarían disensiones con el modelo (p. ej.: declinaciones de entre 3 y 10° de diferencia).

- **Singularidad en los polos terrestres**

Se debe conocer la singularidad matemática (no física) existente en los polos terrestres no magnéticos. En estos puntos, el valor de la longitud provocaría una singularidad en el modelo, de no ser porque se cancela la ambigüedad asignando una longitud λ determinada. El 1 de enero de 2010, justo en el Polo Norte, sobre la superficie terrestre ($a = 6371200$ m), el campo magnético registrado allí se contenía en el plano del meridiano 165.53°W: si al Polo Norte se le asigna $\lambda=0$, las componentes X, Y y Z valen 1866.4 nT, -481.8 nT y 56232.4 nT, que es como se recoge en el modelo tal como está explicado; una asignación distinta de longitud λ al Polo Norte sería equivalente a una rotación alrededor del eje Z.

i. Derivación del modelo

Dado que el modelo sólo describe las contribuciones de longitud de onda larga del campo interno, se aplican algunas técnicas para descontaminar el cálculo de los coeficientes:

- Selección de los datos: para la confección del modelo se eligen las medidas durante la noche y en periodos magnéticamente tranquilos.
- Corrección de los datos: algunas de las contribuciones menores (como el efecto diamagnético en el plasma ionosférico o la inducción debido a las corrientes oceánicas) también se pueden modelar y corregir del cálculo general.

- Uso de modelos “matriz”: en esta técnica se integran todas las contribuciones menores que no han podido ser eliminadas con las dos anteriores. Se utilizan armónicos esféricos de grado mayor que 12, derivadas de segundo orden (“aceleración secular”) y la estimación de las contribuciones del campo externo. Se generan dos modelos “matriz”: uno para los coeficientes principales y otro para la variación secular.

El modelo WMM se elabora de manera que su precisión esté por debajo de 1° para la declinación e inclinación, de 140 nT para las componentes X e Y, de 200 nT para las componentes Z y horizontal, y de 280 nT para la intensidad de campo magnético total.

Debido a los cambios impredecibles de las fuentes de campo, los modelos deben ser reemplazados cada cinco años: el actual WMM2010.0 dio comienzo el 1 de enero de 2010 y expirará el próximo 31 de diciembre de 2014. La forma en que ocurre la transición de un modelo a otro se compara con las transiciones de épocas anteriores, de manera que se pueden evitar también algunos efectos indeseables en el ensamblaje de ambos. Además, esta comparación sirve para comprobar la consistencia de los modelos.

La imanación de la corteza terrestre se obtiene de restar a las mediciones en superficie los resultados del modelo; estas contribuciones suelen ser menores cerca del nivel del mar. En todo caso, es una contribución casi constante en el tiempo, con lo que puede inferirse de modelos anteriores y de cualquier medida magnética realizada anteriormente.

La contribución por campos de perturbación es suma del efecto de las corrientes eléctricas en la magnetosfera e ionosfera, principalmente. Su intensidad está modulada por los ciclos solares de 11 años; los picos suelen tener un desfase con los máximos solares de unos 2 años: el WMM2010.0 comienza en la época más tranquila, pero se extiende a través de un máximo.

TABLA AP. D-5 – Contribuciones a la imprecisión del modelo (en grados y nT donde corresponda)

	X	Y	Z	H	F	I	D
WMM2010.0 en 2010.0	5	2	6	4	6	0.01	0.08
WMM2010.0 en 2015.0	61	58	101	61	79	0.12	0.25
Imanación cortical	401	241	556	367	611	0.37	1.67
Campo de perturbación							
Mínimo solar	32	22	25	33	27	0.03	0.28
Máximo solar	58	36	44	59	46	0.06	0.43
Tormenta moderada	126	72	90	129	95	0.14	0.87
Tormenta extrema	349	210	199	336	229	0.35	2.76

Con los valores de la TABLA AP. D-5 se puede acotar el error cometido. Por ejemplo, el error en la intensidad total cerca de la superficie siempre se encontrará entre los valores:

$$\left. \begin{aligned} \Delta F_{min} &= \sqrt{6^2 + 611^2 + 27^2} = 611.6257 \text{ nT} \\ \Delta F_{max} &= \sqrt{79^2 + 611^2 + 46^2 + 229^2} = 658.8771 \text{ nT} \end{aligned} \right\}$$

TABLA AP. D-9 – Coeficientes de la variación secular de $h_{n,m}$ para WMM2005.0

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
n													
1	0	-20,9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	-23,2	-14,6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	5	-7	-0,6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	2,2	1,6	5,8	0,1	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0	1,7	2,1	4,8	-1,1	0	0	0	0	0	0	0
6	0	-0,6	-1,9	-0,4	-0,5	-0,3	0,7	0	0	0	0	0	0
7	0	0,6	0,4	0,2	0,3	-0,8	-0,2	0,1	0	0	0	0	0
8	0	-0,2	0,1	0,3	0,4	0,1	-0,2	0,4	0,4	0	0	0	0
9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
12	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Y a continuación, los coeficientes para el modelo WMM2010.0 en $t_0 = 2010.0$:

TABLA AP. D-10 – Coeficientes $g_{n,m}$ para WMM2010.0

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
n													
1	-29496,6	-1586,3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	-2396,6	3026,1	1668,6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	1340,1	-2326,2	1231,9	634	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	912,6	808,9	166,7	-357,1	89,4	0	0	0	0	0	0	0	0
5	-230,9	357,2	200,3	-141,1	-163	-7,8	0	0	0	0	0	0	0
6	72,8	68,6	76	-141,4	-22,8	13,2	-77,9	0	0	0	0	0	0
7	80,5	-75,1	-4,7	45,3	13,9	10,4	1,7	4,9	0	0	0	0	0
8	24,4	8,1	-14,5	-5,6	-19,3	11,5	10,9	-14,1	-3,7	0	0	0	0
9	5,4	9,4	3,4	-5,2	3,1	-12,4	-0,7	8,4	-8,5	-10,1	0	0	0
10	-2	-6,3	0,9	-1,1	-0,2	2,5	-0,3	2,2	3,1	-1	-2,8	0	0
11	3	-1,5	-2,1	1,7	-0,5	0,5	-0,8	0,4	1,8	0,1	0,7	3,8	0
12	-2,2	-0,2	0,3	1	-0,6	0,9	-0,1	0,5	-0,4	-0,4	0,2	-0,8	0

TABLA AP. D-11 – Coeficientes $h_{n,m}$ para WMM2010.0

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
n													
1	0	4944,4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	-2707,7	-576,1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	-160,2	251,9	-536,6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	286,4	-211,2	164,3	-309,1	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	44,6	188,9	-118,2	0	100,9	0	0	0	0	0	0	0
6	0	-20,8	44,1	61,5	-66,3	3,1	55	0	0	0	0	0	0
7	0	-57,9	-21,1	6,5	24,9	7	-27,7	-3,3	0	0	0	0	0
8	0	11	-20	11,9	-17,4	16,7	7	-10,8	1,7	0	0	0	0
9	0	-20,5	11,5	12,8	-7,2	-7,4	8	2,1	-6,1	7	0	0	0
10	0	2,8	-0,1	4,7	4,4	-7,2	-1	-3,9	-2	-2	-8,3	0	0
11	0	0,2	1,7	-0,6	-1,8	0,9	-0,4	-2,5	-1,3	-2,1	-1,9	-1,8	0
12	0	-0,9	0,3	2,1	-2,5	0,5	0,6	0	0,1	0,3	-0,9	-0,2	0,9

TABLA AP. D-12 – Coeficientes de la variación secular de $g_{n,m}$ para WMM2010.0

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
n													
1	11,6	16,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	-12,1	-4,4	1,9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0,4	-4,1	-2,9	-7,7	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	-1,8	2,3	-8,7	4,6	-2,1	0	0	0	0	0	0	0	0
5	-1	0,6	-1,8	-1	0,9	1	0	0	0	0	0	0	0
6	-0,2	-0,2	-0,1	2	-1,7	-0,3	1,7	0	0	0	0	0	0
7	0,1	-0,1	-0,6	1,3	0,4	0,3	-0,7	0,6	0	0	0	0	0
8	-0,1	0,1	-0,6	0,2	-0,2	0,3	0,3	-0,6	0,2	0	0	0	0
9	0	-0,1	0	0,3	-0,4	-0,3	0,1	0,1	-0,4	-0,2	0	0	0
10	0	0	-0,1	0,2	0	-0,1	-0,2	0	-0,1	-0,2	-0,2	0	0
11	0	0	0	0,1	0	0	0	0	0	0	-0,1	0	0
12	0	0	0,1	0,1	-0,1	0	0	0	0	0	0	-0,1	0,1

TABLA AP. D-13 – Coeficientes de la variación secular de $h_{n,m}$ para WMM2010.0

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
n													
1	0	-25,9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	-22,5	-11,8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	7,3	-3,9	-2,6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	1,1	2,7	3,9	-0,8	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0,4	1,8	1,2	4	-0,6	0	0	0	0	0	0	0
6	0	-0,2	-2,1	-0,4	-0,6	0,5	0,9	0	0	0	0	0	0
7	0	0,7	0,3	-0,1	-0,1	-0,8	-0,3	0,3	0	0	0	0	0
8	0	-0,1	0,2	0,4	0,4	0,1	-0,1	0,4	0,3	0	0	0	0
9	0	0	-0,2	0	-0,1	0,1	0	-0,2	0,3	0,2	0	0	0
10	0	0,1	-0,1	0	-0,1	-0,1	0	-0,1	-0,2	0	-0,1	0	0
11	0	0	0,1	0	0,1	0	0,1	0	-0,1	-0,1	0	-0,1	0
12	0	0	0	0	0	0	0,1	0	0	0	0	0	0

AP-D.2. Otros modelos de campo magnético terrestre

- IGRF (*International Geomagnetic Reference Field*)

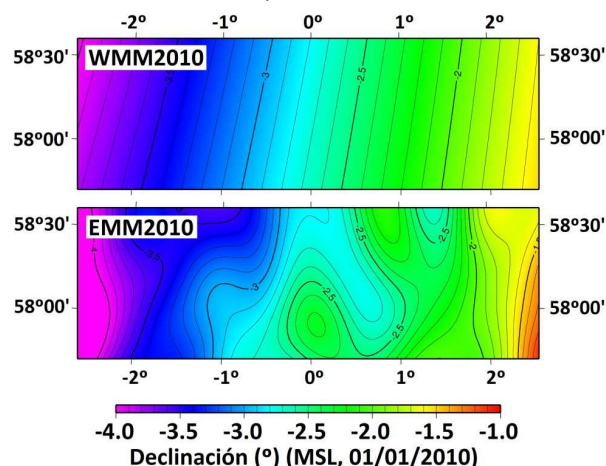
Este modelo está desarrollado por la IAGA (*International Association of Geomagnetism and Aeronomy*) de una manera muy similar al WMM, utilizando el gradiente negativo de un potencial que se puede expresar como la expansión en serie de armónicos esféricos, pero de grado 10 (120 coeficientes) hasta el 2000, y de grado 13 (195 coeficientes) en adelante. También se utilizan medidas tanto satelitales (ØRSTED, CHAMP y SAC-C) como de observatorios magnéticos, y también debe ser reemplazado cada cinco años. Actualmente se trabaja con la versión IGRF-12.

La aplicación de este modelo es de mayor utilidad que el WMM para posiciones más cercanas a la superficie: su extensión hasta un grado mayor permite representar contribuciones de longitud de onda menor.

- **EMM (*Enhanced Magnetic Model*)**

Desarrollado por el NOAA (*National Oceanic and Atmospheric Administration*). Claramente superior que cualquier otro modelo para medidas cercanas a la superficie, el EMM extiende la serie de armónicos esféricos hasta el grado 720, alcanzando una resolución de hasta 56 km de longitud de onda, mientras que el WMM sólo resuelve hasta 3000 km (*FIGURA AP. D-24*).

FIGURA AP. D-24 – Comparación entre el modelo WMM y el EMM
(<http://www.ngdc.noaa.gov/geomag/EMM>)



- **CM (*Comprehensive Model*)**

Desarrollado por el NASA/GSFC (*Goddard Space Flight Center*) y el DSRI (*Danish Space Research Institute*), utiliza mediciones de observatorios, aeromagnéticas y satélites (MAGSAT, POGO, ØRSTED o CHAMP) para el estudio del magnetismo localizado cerca de superficie: persigue la eliminación del campo principal para el estudio de las anomalías de longitud de onda menor (*FIGURA AP. D-25*). Actualmente se trabaja con la versión CM4.

Anomalías litosféricas del modelo CM3 (*Comprehensive Model*, GSFC)

Br litosférico

400 km

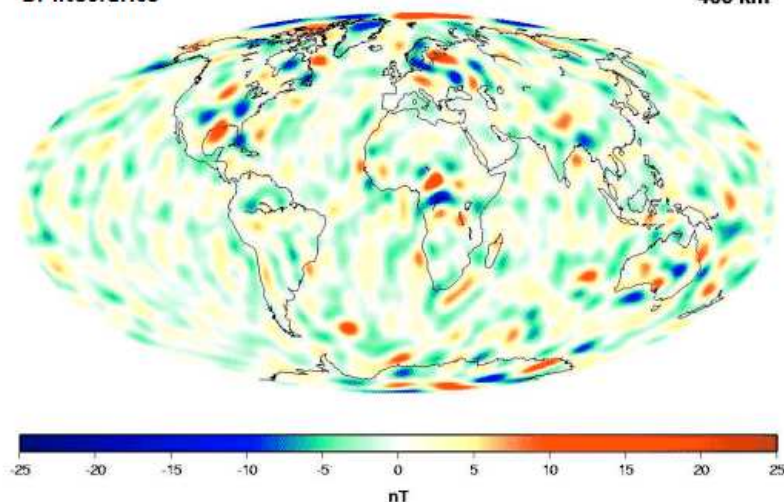


FIGURA AP. D-25 – Anomalías litosféricas descritas por el modelo CM (<http://denali.gsfc.nasa.gov/>)

Referencias

1. Analog Devices (2003). "*Two-terminal IC Temperature Transducer. AD590*"; datasheet, Rev. C.
2. Alexeev, I. V., Sergeev, V., Owen, C. J., Fazakerley, A., Lucek, E. & Réme, H., "*Remote sensing of a magnetotail reconnection X-line using polar rain electrons*"; Geophysical Research Letters, vol. 33, p. L19105, 2006. (DOI: 10.1029/2006GL027243)
3. Alonso, R. & Shuster, M. D., "*TWOSTEP: A fast robust algorithm for attitude-independent magnetometer-bias determination*"; Journal of the Astronautical Sciences, vol. 50, no. 4, pp. 433-451, 2002.
4. Alonso, R. & Shuster, M. D., "*Attitude-independent magnetometer-bias determination: A survey*"; Journal of the Astronautical Sciences, vol. 50, no. 4, pp. 453-475, 2002.
5. Alonso, R. & Shuster, M. D., "*Complete linear attitude-independent magnetometer calibration*"; Journal of the Astronautical Sciences, vol. 50, no.4, pp. 477-490, 2002.
6. Andonov, B., Muhtarov, P. & Kutiev, I., "*Analogue model, relating Kp index to solar wind parameters*"; Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, vol. 66, pp. 927-932, 2004. (DOI: 10.1016/j.jastp.2004.03.006)
7. Angelopoulos, V., McFadden, J. P., Larson, D., Carlson, C. W., Mende, S. B., Frey, H., Phan, T., Sibeck, D. G., Glassmeier, K. H., Auster, U., Donovan, E., Mann, I. R., Rae, I. J., Russell, C. T., Runov, A., Zhou, X. Z. & Kepko, L., "*Tail Reconnection Triggering Substorm Onset*"; Science, vol. 321, iss. 5891, pp. 931-935, 2008. (DOI: 10.1126/science.1160495)
8. Aragón, V., García, A., Amaro, R., Martínez, C. & Sarmiento, F., "*OPTOS communications: A high performance solution*"; Aerospace Conference, 2011 IEEE, pp. 1-9, Montana, 2011. (DOI: 10.1109/AERO.2011.5747358)
9. Arruego, I., Martinez, J., Rodriguez, S., & Guerrero, H., "*Optical wireless techniques demonstration on board NANOSAT-01*"; ESA Workshop on "Optical Wireless On-board Communications," ESA/ESTEC, 2004.

10. Baibich M. N., Broto, J. M., Fert, A., Nguyen Van Dau, F., Petroff, F., Etienne, P., Creuzet, G., Friederich, A. & Chazelas, J., "*Giant Magnetoresistance of (001)Fe/(001)Cr Magnetic Superlattices*"; Physical Review Letters, vol. 61, iss. 21, pp. 2472–2475, 1988. (DOI: 10.1103/PhysRevLett.61.2472)
11. Bamert, K., Wimmer-Schweingruber, R. F., Kallenbach, R., Hilchenbach, M., Klecker, B., Bogdanov, A. & Wurz, P., "*Origin of the May 1998 suprathermal particles: Solar and Heliospheric Observatory/Charge, Element, and Isotope Analysis System/(Highly) Suprathermal Time of Flight results*"; Journal of Geophysical Research, vol. 107, no. A7, 1130, 2002. (DOI: 10.1029/2001JA900173)
12. Barkhatov, N. A., Levitin, A. E. & Revunov, S. E., "*Kp index correction in order to eliminate excess impact of high latitude magnetospheric disturbances*"; Physics of Auroral Phenomena, Proc. XXXIII Annual Seminar, Apatity, pp. 13-16, 2011.
13. Barnsley, M., Lewis, P., O'Dwyer, S., Disney, M., Hobson, P., Cutter, M. & Lobb, D., "*On the potential of chris/proba for estimating vegetation canopy properties from space*"; Remote Sensing Reviews, vol. 19, pp. 171–189, 2000.
14. Bartels, J., Heck, N. H. & Johnstone H. F., "*The three-hour range index measuring geomagnetic activity*"; J. Geophys. Res., vol. 44, iss. 411, 1939. (DOI: 10.1029/TE044i004p00411)
15. Bartels, J., "*The standardized index, Ks, and the planetary index, Kp*"; Int. Union of Geod. and Geophys., IATME Bull. 12b, p. 97, Paris, 1949.
16. Baynes, T. M., Russell, G. J. & Bailey, A., "*Comparison of stepwise demagnetization techniques*"; Magnetism, IEEE Transactions on, vol. 38, iss. 4, 2002. (DOI: 10.1109/TMAG.2002.1017767)
17. Bermyn, J., "*PROBA spacecraft family. Small mission solutions for emerging applications*"; The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, vol. 37, Part B1, China, 2008.
18. Bikos, D., Weaver, J. F. & Braun, J., "*The role of GOES satellite imagery in tracking low-level moisture*"; Notes and Correspondence: Weather and Forecasting, vol. 21, pp. 232-241, 2006. (DOI: 10.1175/WAF911.1)
19. Blomberg, L. G., Marklund, G. T., Lindqvist, G. T., Primdahl, F., Brauer, P., Bylander, L., Cumnock, J. A., Erikson, S., Ivchenko, N., Karlsson, T., Kullen, A., Merayo, J. M. G., Pedersen, E. B. & Petersen, R., "*The EMMA Instrument on the Astrid-2 Micro-Satellite*"; TRITA-ALP-2003-01 Report, Alfvén Lab., Royal Inst. of Technology, Suecia, 2003.
20. Bogh, S. A., Wisniewski, R. & Bak, T., "*Autonomous Attitude Determination and Control System for the Ørsted Satellite*"; 1996 IEEE Aerospace Application Conference, Colorado, 1996. (DOI: 10.1.1.29.3128)

21. Brauer, P., Risbo, T., Merayo, J. M. G. & Nielsen, O. V., "*Fluxgate sensor for the vector magnetometer onboard the ASTRID-2 satellite*"; *Sensors and Actuators A Physical*, vol. 81, pp. 184-188, 2000. (DOI: 10.1016/S0924-4247(99)00084-9)
22. Braunbek, W., "*Die Erzeugung weitgehend homogener Magnetfelder durch Kreisströme*"; *Zeitschrift für Physik*, vol. 88, iss. 5-6, pp. 399-402, 1934.
23. Brito, T. P., Celestino, C. C. & Moraes, R. V., "*A brief scenario about the "space pollution" around the Earth*"; *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 465, 012020, 2013. (DOI: 10.1088/1742-6596/465/1/012020)
24. Brouwer, D., "*Solution of the problem of artificial satellite theory without drag*"; *Astronomical Journal*, vol. 64, pp. 378-397, 1959. (DOI: 10.1086/107958)
25. Bruevich, E. A., Bruevich, V. V. & Yakunina, G. V., "*The study of time series of monthly averaged values of F10.7 from 1950 to 2010*"; *Sun and Geosphere*, vol 8, pp. 91-95, 2013.
26. Bruevich, E. A., Bruevich, V. V. & Yakunina, G. V., "*Changed relation between solar 10.7 cm radio flux and some activity indices which describe the radiation at different altitudes of atmosphere during cycles 21-23*"; *J. Astrophys. Astr.*, vol. 35, pp. 1-15, 2014. (DOI: 10.1007/s12036-014-9258-0)
27. Cáceres, M., "*The emerging nanosatellite market*"; *Aerospace America*, vol. 2, pp.16-18, 2001.
28. Caruso, M. J., & Bratland, T., "*Anisotropic magnetoresistive sensors theory and applications*"; *Sensors Magazine*, vol. 16, iss. 3, pp. 18-26, 1999.
29. Cathcart, G. P. & Macrossan, M. N., "*Aerodynamic drag reduction for satellites in low-earth orbits*", *AIAA Journal*, vol. 31, iss. 5, pp. 826-831, 1993. (DOI: 10.2514/3.11692)
30. **Cerdán, M. F.** & Michelena, M. D., "*In orbit calibration of COTS AMR magnetic sensor*"; *Geophysical Research Abstracts*, vol. 13, (poster EGU2011-6330-1), 2011.
31. **Cerdán, M. F.**, Fernández, A. B., Jiménez, J. J. & Díaz-Michelena, M., "*Witnessing variations in the Earth magnetic field by means of NANOSAT-1B COTS AMR magnetic sensor*"; *Geophysical Research Abstracts*, vol. 13, (poster EGU2011-6768-2), 2011.
32. **Cerdán, M. F.** & Díaz-Michelena, M., "*Study of the degradation of COTS magnetoresistive sensors after 5 years in orbit on board NANOSAT-1B*"; *IEEE Transactions on Instrumentation & Measurement*, 2015. (en proceso)
33. Challa, M. & Wheeler, C., "*Accuracy Studies of a Magnetometer-Only Attitude and Rate Determination System*"; *Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium*, NASA Goddard Space Flight Center, 1996.
34. Chapman, S. & Bartels, J., "*Geomagnetism*"; Clarendon Press, Londres, 1940. (DOI: 10.1029/JZ057i001p00147-01)

35. Chen, C.-W., "*Magnetism and Metallurgy of Soft Magnetic Materials*"; Ed. North-Holland Pub. Co., ISBN 9780720407068, (orig. Amsterdam, 1977), Dover ed., 1986.
36. Chen, G. X., Xu, W. Y., Wei, Z. G., Ahn, B. H. & Kamide, Y., "*Auroral electrojet oval*"; *Earth Planets Space*, vol. 55, pp. 255–261, 2003. (DOI: 10.1186/BF03351757)
37. Cheng, C.-Z. F. & Kuo, Y.-H., "*Satellite Constellation Monitors Global and Space Weather*"; *EOS, Transactions American Geophysical Union*, vol. 87, iss. 17, p. 166, 2006.
38. Chernoff, H. & Lehmann E. L., "*The use of maximum likelihood estimates in χ^2 tests for goodness-of-fit*"; *The Annals of Mathematical Statistics*, vol. 25, pp. 579–586, 1954.
39. Chobotov, V. A., "*Orbital Mechanics*"; American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Education Series, 3ª ed., Virginia, 2002. (DOI: 10.2514/4.862250)
40. Clerk-Maxwell, J., "*Treatise on Electricity and Magnetism*"; Oxford: The Clarendon Press, p. 319, 1873. (ISBN 0-486-60636-8)
41. Coenen, F., "*Data Mining: Past, Present and Future*"; *The Knowledge Engineering Review*, vol. 00:0, pp. 1-24, 2004. (DOI: 10.1017/S0000000000000000)
42. Coillot, C., Moutoussamy, J. & Chanteur, G., "*Principle of a dual-band search coil magnetometer: a new instrument to investigate magnetic fields fluctuation in space*"; *IEEE Sensors Journal*, vol. 10, iss. 2, pp. 255-260, 2010. (DOI: 10.1109/ICSENS.2007.4388553)
43. Coillot, C. & Leroy, P., "*Induction Magnetometers Principle, Modeling and Ways of Improvement, Magnetic Sensors - Principles and Applications*"; editado por Dr. Kevin Kuang. ISBN: 978-953-51-0232-8, InTech, 2012. (DOI: 10.5772/38945)
44. Coles, R. L., Haines, G. V., Jansen van Beek, G., Nandi, A. & Walker, J. K., "*Magnetic anomaly maps from 40°N to 83°N derived from MAGSAT satellite data*"; *Geophysical Research Letters*, vol. 9, iss. 4, pp. 281-284, 1982. (DOI: 10.1029/GL009i004p00281)
45. Cranmer, S. R., "*Coronal holes and the solar wind*"; *Proceedings of the Yokoh 10th Anniversary Meeting, "Multi-wavelength Observations of Coronal Structure and Dynamics"*, Kailua-Kona, 2002. (DOI: 10.1.1.206.1001)
46. Dalgleish, D. I., "*An introduction to satellite communications*"; Institution of Electrical Engineers: IEE telecommunications series, vol. 20, Universidad de California, 1989. (DOI: : 10.1049/PBTE020E)
47. Day, M., "*30 Years of Commercial Components in Space: Selection Techniques without Formal Qualification*"; *Proceedings of the 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 1999.
48. DeTroye, D. J. & Chase, R. J., "*The Calculation and Measurement of Helmholtz Coil Fields*"; Army Research Laboratory, ARL-TN-35, 1994.

49. Denisov, A. Y., Denisova, O. V., Sapunov, V. & Khomutov, S. Y., "*Measurement quality estimation of proton-precession magnetometers*"; *Earth Planets Space*, vol. 58, pp. 707-710, 2006. (DOI: 10.1186/BF03351971)
50. Díaz Michelena, M., "*Estudio de Dispositivos Magnetométricos: Aplicación al Proyecto NANOSAT*"; Tesis Doctoral, E. T. S. I. Telecomunicación (UPM), Madrid, 2004.
51. Díaz-Michelena, M., Del Real, R. P. & Guerrero, H., "*Magnetic Technologies for Space: COTS Sensors for Flight Applications and Magnetic Testing Facilities for Payloads*"; *Sensor Letters*, vol. 5, iss.1, pp. 207-211, 2007. (DOI: 10.1166/sl.2007.060)
52. Díaz-Michelena, M., Oelschlägel, W., Arruego, I., del Real, R. P., Mateos, J. A. D. & Merayo, J. M., "*Magnetic giant magnetoresistance commercial off the shelf for space applications*"; *Journal of Applied Physics*, vol. 103, 07E912, 2008. (DOI: 10.1063/1.2838017)
53. Díaz-Michelena, M., "*Small magnetic sensors for space applications*"; *Sensors*, vol. 9, pp. 2271-2288, 2009. (DOI: 10.3390/s90402271)
54. Díaz-Michelena, M. & Magnes, W., "*Future directions for magnetic sensors for space applications*"; *IEEE Transactions on Magnetics*, vol. 45, iss. 10, 2009. (DOI: 10.1109/TMAG.2009.2022190)
55. Díaz-Michelena, M., Arruego, I., Oter, J. M. & Guerrero, H., "*COTS-based wireless magnetic sensor for small satellites*"; *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 46, no. 2, pp. 542-557, 2010.
56. Díaz-Michelena, M., Fernández, A. B. & Maicas, M., "*Application of finite element methods to the analysis of magnetic contamination around electronics in magnetic sensor devices*"; *Aerospace EMC, 2012 Proceedings ESA Workshop on*, pp. 1-6, Venecia, 2012.
57. Díaz-Michelena, M., Sanz, R., **Cerdán, M. F.** & Fernández, A. B., "*Calibration of QM-MOURA three-axis magnetometer and gradiometer*"; *Geosci. Instrum. Method. Data Syst.*, vol. 4, pp. 1-18, 2015. (DOI: 10.5194/gi-4-1-2015)
58. Díaz-Michelena, M., Cobos, P. & Aroca, C., "*Lock-in amplifiers for AMR sensors*"; *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 222, pp. 149-159, 2015. (DOI: 10.1016/j.sna.2014.11.005)
59. Diebel, J., "*Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions and Rotation Vectors*"; informe de Stanford University, California, 2006. (DOI: 10.1.1.110.5134)
60. Dierckx, W. & Benhadj, I., "*Proba-V Belgian Mission Satellite Global Products for Vegetation Monitoring*"; *Geoinfor. Geostat.: An Overview*, vol. S1, 2013. (DOI: 10.4172/2327-4581.S1-018)
61. Domingo, V., Fleck, B. & Poland, A. I., "*SOHO: The Solar and Heliospheric Observatory*"; *Space Science Reviews*, vol. 72, iss. 1-2, pp. 81-84, 1995. (DOI: 10.1007/BF00768758)

62. Domingo, V., "*SOHO, YOHKOH, ULYSSES and TRACE: the four solar missions in perspective, and available resources*"; Astrophysics and Space Science, vol. 282, iss. 1, pp. 171-188, 2002.
63. Dorveaux, E., Vissiere, D., Martin, A. P. & Petit, N., "*Iterative calibration method for inertial and magnetic sensors*"; 48th IEEE Conference on Decision and Control, pp. 8296-8303, Shanghai, 2009. (DOI: 10.1109/CDC.2009.5399503)
64. Dubin, M., "*Meteoritic dust measured from Explorer-I*"; Planetary and Space Science, vol. 2, iss. 2-3, pp. 121-129, 1960. (DOI: 10.1016/0032-0633(60)90006-4)
65. El-Khozondar, H. J., Müller, M. S., El-Khozondar, R. J. & Koch, A. W., "*Influence of Magnetic Field Inhomogeneity on a Magneto-Optical Current Sensor*"; Journal of Sensor Technology, vol. 2, pp. 19-22, 2012. (DOI: 10.4236/jst.2012.21004)
66. Ezquer, R. G. & Radicella, S. M., "*Ionosfera de bajas latitudes: efectos sobre señales de satélites recibidas en Tucumán*"; Física de la Tierra, Publicaciones Universidad Complutense de Madrid, vol. 20, 2008.
67. Fanchini, G. & Gagliostro, D., "*The e-st@r CubeSat: Antennas system*"; Acta Astronautica, vol. 69, iss. 11-12, pp. 1089-1095, 2011. (DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.06.009)
68. Fletcher, L., Dennis, B. R., Hudson, H. S., Krucker, S., Phillips, K., Veronig, A., Battaglia, M., Bone, L., Caspi, A., Chen, Q., Gallagher, P., Grigis, P. T., Ji, H., Liu, W., Milligan, R. O. & Temmer, M., "*An observational overview of solar flares*"; Space Sci. Rev., vol. 159, pp. 19-106, 2011. (DOI: 10.1007/s11214-010-9701-8)
69. Francq, C. & Menvielle, M., "*A model for the Am (Km) planetary geomagnetic activity index and application to prediction*"; Geophys. J. Int., vol. 125, pp. 729-746, 1996. (DOI: 10.1111/j.1365-246X.1996.tb06020.x)
70. Hathaway, D. H., Wilson, R. M & Reichmann, E. J., "*The shape of the sunspot cycle*"; Solar Physics, vol. 151, pp. 177-190, 1994. (DOI: 10.1007/BF00654090)
71. Freitas, P. P., Ferreira, R., Cardoso, S. & Cardoso, F., "*Magnetoresistive sensors*"; Journal of Physics: Condensed Matter, vol. 19, 165221, 21 pp., 2007. (DOI: 10.1088/0953-8984/19/16/165221)
72. Gambhir, B., "*Determination of magnetometer biases using module RESIDG*"; Computer Sciences Corporation, Report no. 3000-32700-01TN, 1975.
73. Gebre-Egziabher, D. D., Elkaim, G. H., Powell, J. D. & Parkinson, B. W., "*A Gyro-Free Quaternion Based Attitude Determination System for Implementation Using Low Cost Sensors*"; Proceedings of the IEEE Position Location and Navigation Symposium, 2000. (DOI: 10.1.1.111.8683)

74. Gebre-Egziabher, D. D., Elkaim, G. H., Powell, J. D. & Parkinson, B. W., "*Calibration of Strapdown Magnetometers in Magnetic Field Domain*"; Journal of Aerospace Engineering, vol. 19, iss. 2, 2006. (DOI: 10.1061/(ASCE)0893-1321(2006)19:2(87))
75. Gey, W. & Simontowski, H, "*The high field magnet laboratory (HMFA) at Braunschweig University*"; Physica B: Condensed Matter, vol. 155, iss. 1-3, pp. 104-105, 1989. (DOI: 10.1016/0921-4526(89)90475-4)
76. Glaser, D. & Vega, K., "*CINEMA -CubeSat for Ions, Neutrals, Electrons, Magnetic fields*"; Proceedings of the 2009 CubeSat Developers' Workshop, San Luis Obispo, 2009.
77. Gödderz, K., Lühr, H., Rother, M. & Bock, R., "*CHAMP optical bench star camera/vector magnetometer inter-calibration*"; Earth Planets Space (en preparación), Technical University of Denmark, Dinamarca, 2002.
78. Golightly, M. J., Weyland, M. D., Johnson, A. S. & Semones, E., "*20 years of radiation measurements in LEO - what have we learned*"; VI Workshop on Radiation Monitoring for the International Space Station, Oxford, 2001.
79. Golovkov, V. P., Zvereva, T. I. & Chernova, T. A., "*Construction of the spatial-temporal model of the main geomagnetic field using satellite data*"; Geomagnetism and Aeronomy, vol. 49, no. 1, 133-141, 2009. (DOI: 10.1134/S0016793209010174)
80. Gordon, D. I., "*Recent advances in fluxgate magnetometry*"; IEEE Transactions on Magnetism, vol. mag-8, iss. 1, pp. 76-82, 1972. (DOI: 10.1109/TMAG.1972.1067268)
81. Grahn, S. & Rathsmann, A., "*ASTRID - An attempt to make the microsatellite a useful tool for space science*"; 9th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1995.
82. Gravrand, O., Khokhlov, A., LeMouël, J. L. & Léger, J. M., "*On the calibration of a vectorial 4He pumped magnetometer*"; Earth Planets Space, vol. 53, pp. 949-958, 2001. (DOI: 10.1186/BF03351692)
83. Gubaidullin, G. G., "*Euler angles and quaternions in robotics*"; Conferencia Aktuelle Methoden der Laser- und Medizinphysik, RheinAhrCampus Remagen (Alemania), 2004; editado por Hartmann et al., VDE Verlag GmbH., Berlin, 2005.
84. Guerrero, H., Pérez del Real, R., Fernández de Caleyá, R. & Rosa, G., "*Magnetic field biasing in Faraday effect sensors*"; Applied Physics Letters, vol. 74, iss. 24, pp. 3702-3704, 1999. (DOI: 10.1063/1.123226)
85. Haji-Sheikh, M. J., "*Commercial magnetic sensors (Hall and anisotropic magnetoresistors)*"; de "*Sensors. Advancements in modeling, design issues, fabrication and partial applications*", S.C. Mukhopadhyay, R.Y.M. Huang (eds.), Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008.
86. Hartmann, F., "*Resonance magnetometers*"; IEEE Transactions on Magnetism, vol. Mag-8, iss.1, pp. 66-75, 1972. (DOI: 10.1109/TMAG.1972.1067262)

87. Hauser, H., Kraus, L. & Ripka, P., "*Giant magnetoimpedance sensors*"; IEEE Instrumentation & Measurement Magazine, pp. 28-32, 2001.
88. Hauser, H., Fulmek, P. L., Haumer, P., Vopalensky, M. & Ripka, P., "*Flipping field and stability in anisotropic magnetoresistive sensors*"; Sensors and Actuators A Physical, vol. 106, pp. 121-125, 2003. (DOI: 10.1016/S0924-4247(03)00148-1)
89. He, D. F. & Shiwa, M., "*An anisotropic magnetoresistive sensor with set/reset field*"; Rev. Sci. Instrum., vol. 82, iss. 9, 094703, 2011. (DOI: 10.1063/1.3640412)
90. Herbert, R. S., "*Reliability of MEMS for Space Applications*"; Proc. of SPIE, vol. 6111, 61110A, 2006. (DOI: 10.1117/12.651008)
91. Heredero, R. L., Frovel, M., Laguna, H. & Belenguer-Dávila, T., "*Calibration of FIBer Bragg gratings for Optical Sensing (FIBOS) for an aerospace application*"; Proc. of SPIE, vol. 7293, iss. 729302, pp. 1-9, 2009. (DOI: 10.1117/12.820123)
92. Higham, N. J., "*Computing the polar decomposition with applications*"; SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing, vol. 7, no. 4, pp. 1160-1174, 1986. (DOI:10.1137/0907079)
93. Higuchi, T. & Ohtani, S. I., "*Data Mining Approach to Space Weather Forecast*"; 2nd International Symposium on Frontiers of Time Series Modelling - Nonparametric Approach to Knowledge Discovery, Japón, 2000.
94. Honeywell (2008). "*1- and 2-Axis Magnetic Sensors. HMC1001/1002/1021/1022*"; datasheet Rev. C, Sensor Products.
95. Hoots, F. R. & Roehrich, R. L., "*Spacetrak Report No. 3. Models for propagation of NORAD element sets*"; U. S. Department of Defense Spacetrak Report (3), 1988.
96. Hoots, F. R., Schumacher, P. W. & Glover, R. A., "*History of analytical orbit modeling in the U. S. Space Surveillance System*"; Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 27, iss. 2, pp. 174-185, 2004. (DOI: 10.2514/1.9161)
97. Hujsak, R. S. & Hoots, F. R., "*Deep Space Perturbations Ephemeris Generation*", Aerospace Defense Command Space Computational Center Program Documentation, DCD 8, Sección 3, pp. 82—104, 1977.
98. Hujsak, R. S., "*A restricted four body solution for resonating satellites without drag*"; AIAA, paper no. 79-136, 1979.
99. Iglseider, H., Arens-Fischer, W. & Wolfsberger, W., "*Small satellite constellations for disaster detection and monitoring*"; Advances in Space Research, vol. 15, iss. 11, pp. 79-85, 1995.
100. Inamori, T., Nakasuka, S. & Sako, N., "*Attitude estimation using star images in Nano-JASMINE mission*"; Proceedings of the 27th ISTS (International Symposium on Space Technology and Science), Japan, 2009.

101. Inamori, T., Sako, N. & Nakasuka, S., "*Strategy of magnetometer calibration for nano-satellite missions and in-orbit performance*"; AIAA 2010-7598, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Toronto, 2010. (DOI: 10.2514/6.2010-7598).
102. Inamori, T. & Nakasuka, S., "*Application of Magnetic Sensors to Nano and Micro-Satellite Attitude Control Systems*"; del libro "*Magnetic Sensors - Principles and Applications*", Kuang, K., Ed. Intech, 2012. (ISBN: 978-953-51-0232-8).
103. Ivers, D. J., Stening, R. J., Turner, J. & Winch, D. E., "*ORSTED and MAGSAT scalar anomaly fields*"; *Earth Planets Space*, vol. 52, pp. 1213-1225, 2000. (DOI: 10.1186/BF03352354)
104. Jander, A., Smith, C. & Schneider, R., "*Magnetoresistive Sensors for Nondestructive Evaluation*"; 10th SPIE International Symposium on Nondestructive Evaluation for Health Monitoring and Diagnostics, Conference 5770, California, 2005.
105. Janschek, K., Boge, T., Krasilshikov, M., Dishel, V., & Jacobson, M., "*Minimum hardware navigation concept for LEO satellites using information fusion*"; Proceedings of the 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah, 1998.
106. Jimenez, J. J., Alvarez, M. T., Oter, J. M., Dominguez, J. A., Tamayo, R., Arruego, I. & Guerrero, H., "*Proton radiation effects in medium/large area photodiodes and high power LED for optical wireless links for intra satellite communications (OWLS)*"; VIII European Conference on Radiation Effects on Components and Systems, RADECS 2005, Francia, 2005. (DOI: 10.1109/RADECS.2005.4365651)
107. Jung, J., Kuzuya, N., & Alvarez, J., "*The design of the OPAL attitude control system*"; Proceedings of the 10th Annual AIAA/USU Small Satellite Conference, Utah, 1996.
108. Kalman, R. E., "*A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems*"; *Journal of Basic Engineering*, vol. 82, iss. 1, pp. 35–45, 1960. (DOI: 10.1115/1.3662552)
109. Kessler, D. J, Johnson, N. L., Liou, J. C. & Matney, M., "*The Kessler Syndrome: implications to future space operations*"; 33th Annual American Astronautical Society Guidance and Control Conference, AAS 10-016, Colorado, 2010. (DOI: 10.1.1.394.6767)
110. Khazanov, G. V., Liemohn, M. W., Newman, T. S., Fok, M.-C. & Ridley, A. J., "*Magnetospheric convection electric field dynamics and stormtime particle energization: case study of the magnetic storm of 4 May 1998*"; *Annales Geophysicae*, vol. 22, pp. 497–510, 2004.
111. Khomutov, S. Y., Kusonsky, O. A., Rasson, J. L. & Sapunov, V., "*The Using of the Absolute Overhauser Magnetometers POS-1 in Observatory Practice. The Results of the First 2.5 Years*"; *Contributions to Geophysics and Geodesy*, vol. 31, pp. 119-124, 2001.
112. Kief, C. J., Zufelt, B. K., Christensen, J. H. & Mee, J. K., "*Trailblazer: Proof of Concept CubeSat Mission for SPA-1*"; American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper 2011-982126, Missouri, 2011.

113. Kimball, R. & Caserta, J., *"The Data Warehouse ETL Toolkit"*; Wiley Publishing Inc., Canadá, 2004.
114. Kingston., J., Hobbs, S. E., Roberts, P. C. E., Juanes-Vallejo, C., Robinson, F., Sewell, R., Snapir, B., Llop, J. V. & Patel, M., *"Use of CYPRES (TM) cutters with a Kevlar clamp band for hold-down and release of the Icarus De-Orbit Sail payload on TechDemoSat-1"*; *Acta Astronautica*, vol. 100, pp. 82–93, 2014. (DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.03.014)
115. Ko, Y. K., Raymond, J. C., Li, J., Ciaravella, A., Michels, J., Fineschi, S. & Wu, R., *"Solar and Heliospheric Observatory ultraviolet coronagraph spectrometer and YOHKOH soft X-ray telescope observations of tghe high-temperature corona above an active region complex"*; *The Astrophysical Journal*, vol. 578, pp. 979-995, 2002. (DOI: 10.1086/342616)
116. Korepanov, V., Pajunpaa, K., Dudkin, F. & Klymovych, Y., *"High-class calibration system for DC magnetometers certification"*; *Proceedings of 3rd Biennial Conference MSA99*, pp. 59-62, Sydney, 1999.
117. Kuegler, H., *"Performance Improvement of the Magnetic Field Simulation Facility MFSA"*; *Proceedings of the 5th International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes*, ESA SP-558, ESA Publications Division, European Space Agency, Noordwijk, Holanda, 2004.
118. Kuegler, H., *"Qualification of the magnetic field simulation facility MFSA for satellites with large dimensions"*; *Aerospace EMC, 2012 Proceedings ESA Workshop on*, pp. 1-5, Venecia, 2012.
119. Kunagu, P. & Chandrasekhar, E., *"External field characterization using CHAMP satellite data for induction studies"*; *J. Earth Syst. Sci.*, vol. 122, no. 3, pp. 651-660, 2013. (DOI: 10.1093/gji/ggs093)
120. Le Mouël, J. L., Blanter, E., Shnirman, M. & Courtillot V., *"On secular changes of correlation between geomagnetic indices and variations in solar activity"*; *J. Geophys. Res.*, vol. 117, pp. A09103, 2012. (DOI: 10.1029/2012JA017643)
121. Leitner, S., Valavanoglou, A., Brown, P., Hagen, C., Magnes, W., Whiteside, B. J., Carr, C. M., Delva, M. & Baumjohann, W., *"Design of the Magnetoiresistive Magnetometer for ESA's SOSMAG Project"*; *Magnetics, IEEE Transactions*, vol. 51, iss. 1, 2015. (DOI: 10.1109/TMAG.2014.2358270)
122. Leger, J. M., Bertrand, F., Jager, T., Le Prado, M., Fratter, I. & Lalaurie, J. C., *"SWARM Absolute Scalar and Vector Magnetometer Based on Helium 4 Optical Pumping"*; *Proceedings of the Eurosensors XXIII conference*, vol. 1, iss. 1, pp. 634–637, 2009. (DOI: 10.1016/j.proche.2009.07.158)
123. Lenz, J. E., *"A Review of Magnetic Sensors"*; *Proceedings of the IEEE*, vol. 78, no. 6, pp. 973-989, 1990.

124. Lenz, J. & Edelstein, A. S., "*Magnetic sensors and their applications*"; Sensors Journal IEEE, vol. 6, iss. 3, 2006. (DOI: 10.1109/JSEN.2006.874493)
125. Liu, L. Y, Jiang, S. B., Yeh, T. L., Yeh, H. C., Liu, J. Y., Hsu, Y. H. & Peng, J. Y., "*The Magneto-Resistive Magnetometer of BCU on the Tatiana-2 Satellite*"; Terr. Atmos. Ocean. Sci., vol. 23, no. 3, pp. 317-326, 2012. (DOI: 10.3319/TAO.2011.11.07.01(AA))
126. Liu, Y. X., Li, X. S., Zhang, X. J. & Feng, Y. B., "*Novel Calibration Algorithm for a Three-Axis Strapdown Magnetometer*"; Sensors, vol. 14, pp. 8485-8504, 2014. (DOI: 10.3390/s140508485)
127. Livingston, W., Penn, M. J. & Svalgaard L., "*Decreasing sunspot magnetic fields explain unique 10.7 cm radio flux*"; Astrophys. J. L., vol. 757, N1, L8. 2012. (DOI:10.1088/2041-8205/757/1/L8)
128. Lizarralde, F. & Wen, J., "*Attitude Control without Angular Velocity Measurements: A Passivity Approach*"; Proceedings of the Conference on Robotics and Automation, Japón, 1995.
129. Love, J. J. & Remick, K. J., "*Magnetic indices*"; Encyclopedia of Geomagnetism & Paleomagnetism, ed. Springer, pp. 509-512, Dordrecht, 2007. (DOI: 10.1007/978-1-4020-4423-6_178)
130. Lühr, H., Rother, M., Maus, S., Mai, W. & Cooke, D., "*The diamagnetic effect of the equatorial Appleton anomaly: Its characteristics and impact on geomagnetic field modeling*"; Geophysical Research Letters, vol. 30, iss. 17, 1906, 2003. (DOI: 10.1029/2003GL017407)
131. Lühr, H., Maus, S. & Rother, M., "*Noon-time equatorial electrojet: its spatial features as determined by the CHAMP satellite*"; Journal of Geophysical Research, vol. 109, 2004. (DOI: 10.1029/2002JA009656)
132. Ma, G. & Jiang, X., "*Unscented Kalman Filter for Spacecraft Attitude Estimation and Calibration using Magnetometer Measurements*"; Proceedings of the Fourth International Conference on Machine Learning and Cybernetics, China, 2005. (DOI: 10.1109/ICMLC.2005.1526998)
133. Macintyre, S. A., "*Magnetic Field Measurement*"; Macintyre Electronic Design, CRC Press LLC, 1999. (DOI: 10.1201/9780415876179.ch48)
134. Macmillan, S. & Quinn, J. M., "*The derivation of World Magnetic Model 2000*"; British Geological Survey, Technical Report WM/00/17R, 2000.
135. Macmillan, S. & Casadio, S., "*What the SWARM mission may tell us about the SAA*"; UK-Germany National Astronomy Meeting Magnetospheric, Ionospheric and Solar- Terrestrial Session 2 – SWARM, Universidad de Manchester, 2012.

136. Mandeá, M. & Purucker, M., *"Observing, modeling and interpreting magnetic fields of the solid Earth"*; Kluwer Academic Publishers, 2005. (DOI: 10.1007/s10712-005-3857-x)
137. Mannucci, A. J., Tsurutani, B. T., Solomon, S. C., Verkhoglyadova, O. P. & Thayer, J. P., *"How Do Coronal Hole Storms Affect the Upper Atmosphere?"*; Eos, Transactions American Geophysical Union, vol. 93, iss. 8, pp. 77–79, 2012. (DOI: 10.1029/2012EO080002)
138. Manoj, C., Maus, S. & Alken, P., *"Long-period prompt-penetration electric fields derived from CHAMP satellite magnetic measurements"*; Journal of Geophysical Research, vol. 118, iss. 9, pp. 5919-5930, 2013. (DOI: 10.1002/jgra.50511)
139. Martínez, A., Arruego, I., Alvarez, M. T., Barbero, J., Guerrero, H., Levy, D., & Gras, A., *"Nanosatellites technology demonstration"*; Proceedings of the 14th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah, 2000.
140. Maus, S. & Weidelt, P., *"Separating the magnetospheric disturbance magnetic field into external and transient internal contributions using a 1D conductivity model of the Earth"*; Geophys. Res. Lett., vol. 31, iss. 12, p. L12614, 2004. (DOI: 10.1029/2004GL020232)
141. Maus, S., Macmillan, S., McLean, S., Hamilton, B., Thomson, A., Nair, M. & Rollins, C., *"The US/UK World Magnetic Model for 2010-2015"*; NOAA Technical Report NESDIS/NGDC, 2009.
142. Mayaud, P. N., *"Derivation meaning and use of geomagnetic indices"*; American Geophysical Union, Geophysical Monograph, vol. 22, Washington, 1980. (DOI: 10.1029/GM022)
143. McBride, N., Bland, P. A. & Gilmour, I., *"An Introduction to the Solar System"*; Ed. Cambridge University Press, p. 245, 2004. (DOI: 10.2277/0521546206)
144. McDonald, F. & Naugle, J. E., *"Discovering Earth's radiation belts: remembering Explorer 1 and 3"*; EOS, Transactions American Geophysical Union, vol. 89, iss. 39, pp. 361-363, 2011. (DOI: 10.1029/2008EO390001)
145. McLean, S., Macmillan, S., Maus, S., Lesur, V., Thomson, A. & Dater, D., *"The US/UK World Magnetic Model for 2005-2010"*; NOAA Technical Report NESDIS/NGDC-1, 2004.
146. Mehrholz, D., Leushacke, L., Flury, W., Jehn, R., Klinkrad, H. & Landgraf, M., *"Detecting, tracking and imaging space debris"*; ESA, bulletin 109, 2002.
147. Merayo, J. M. G., Brauer, P., Primdahl, F. & Petersen, J. R., *"Absolute magnetic calibration and alignment of vector magnetometer in the Earth's magnetic field"*; informe de Technical University of Denmark, Dinamarca, 1999. (DOI: 10.1.1.34.2694)

148. Merayo, J. M. G., Brauer, P., Primdahl, F., Petersen, J. R. & Nielsen, O. V., "*Scalar calibration of vector magnetometers*"; Meas. Sci. Technol., vol. 11, pp. 120–132, 2000. (DOI: 10.1088/0957-0233/11/2/304)
149. Michelena, M. D., **Cerdán, M. F.** & Arruego, I., "*NANOSAT-01: three years of mission. Magnetic scientific results*"; Sensors Letters, vol. 7, pp. 412-415, 2009. (DOI: 10.1166/sl.2009.1069)
150. Michelena, M. D., Arruego, I., Oter, J. M. & Guerrero, H., "*COTS-Based Wireless magnetic sensor for small satellites*"; IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 46, iss. 2, pp. 542-557, 2010. (DOI: 10.1109/TAES.2010.5461640)
151. Mikaelian, T., "*Spacecraft charging and hazards to electronics in Space*"; York University, 2001.
152. Miles, D. M., Bennest, J. R., Mann, I. R. & Milling, D. K., "*A radiation hardened digital fluxgate magnetometer for space applications*"; Geosci. Instrum. Method. Data Syst., vol. 2, pp. 213–224, 2013. (DOI: 10.5194/gi-2-213-2013)
153. Miura, N. Z., "*Comparison and design of Simplified General Perturbation models (SGP4) and code for NASA Johnson Space Center, Orbital Debris program office*"; proyecto para grado Master of Science in Aerospace Engineering, Facultad de California Polytechnic State University, 2009.
154. Moe, K., Moe, M. M. & Wallace, S. D., "*Improved satellite drag coefficient calculations from orbit measurements of energy accommodation*"; Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 35, iss. 3, 1998. (DOI: 10.2514/2.3350)
155. Muhtarov, P. & Andonov, B., "*Improved relationship between the IMF component Bz and Kp index*"; Bulgarian Geophysical Journal, vol. 26, iss. 1–4, pp. 165–172, 2000.
156. Mursula, K., Kerttula, R., Asikainen, T., Friedel, R., Vaivads, A., Søråas, F., Grande, M., Carter, M., Daly, P. W., Fritz, T. A., Fennell, J.F. & Balogh, A., "*Cluster/rapid energetic electron observations at the dayside magnetospheric boundary*"; Advances in Space Research, vol. 36, pp. 1904-1908, 2005. (DOI: 10.1016/j.asr.2004.03.021)
157. Mursula, K., Holappa, L. & Karinen, A., "*Correct normalization of the Dst index*"; Astrophys. Space Sci. Trans., vol. 4, pp. 41-45, 2008. (DOI: 10.5194/astra-4-41-2008)
158. Nakamura, Y., Eishima, T., Nagai, M., Funase, R., Enokuchi, A., Nakada, K., Cheng, Y., Takei, E. T., Funane, T., Sasaki, F., Nojiri, Y., Yamamoto, T., Nagayama E. & Nakasuka, S., "*University of Tokyo's Ongoing Student-Lead Pico-Satellite Projects - CubeSat XI and PRISM-*"; 55th International Astronautical Congress, Vancouver, 2004.
159. Natanson, M. S., Challa, J., Deutschmann, D. & Baker, F., "*Magnetometer-Only Attitude and Rate Estimation for Gyroless Spacecraft*"; Proceedings of the Third International Symposium on Space Mission Operations and Ground Data Systems, NASA Conference Publication 3281, NASA-GSFC, 1994. (DOI: 10.2514/6.2000-4241)

160. Němec, F., Santolík, O., Parrot, M. & Pickett, J. S., "*Magnetospheric line radiation event observed simultaneously on board Cluster 1, Cluster 2 and DEMETER spacecraft*"; *Geophysical Research Letters*, vol. 39, iss. 18, 2012. (DOI: 10.1029/2012GL053132)
161. Nichol, J. E., Wong, M. S. & Chan, Y. Y., "*Fine Resolution Air Quality Monitoring from a Small Satellite: CHRIS/PROBA*"; *Sensors*, vol. 8, pp. 7581-7595, 2008. (DOI: 10.3390/s8127581)
162. Nickel, J., "*Magnetoresistance overview*"; Hewlett-Packard Technical Report, HPL-95-60, 1995. (DOI: 10.3390/electronics2030315)
163. Nosé, M., Iyemori, T., Odagi, Y., Takeda, M., Toh, H., Koyama, Y. & Takeuchi, N., "*High-Time Resolution Geomagnetic Indices AE, ASY, Wp, and SYM*"; Data Analysis Center for Geomagnetism and Space Magnetism, Universidad de Kyoto, 2012.
164. Olsen, N., "*A model of the geomagnetic field and its secular variation for epoch 2000 estimated from Ørsted data*"; *Geophys. J. Int.*, 149, 454-462, 2002. (DOI: 10.1046/j.1365-246X.2002.01657.x)
165. Olsen, N., Tøffner-Clausen, L., Sabaka, T. J., Brauer, P., Merayo, J. M. G., Jørgensen, J. L., Leger, J. M., Nielsen, O. V., Primdahl, F. & Risbo, T., "*Calibration of the Ørsted vector magnetometer*"; *Earth Planets Space*, vol. 55, pp. 11-18, 2003. (DOI: DOI: 10.1186/BF03352458)
166. Olsen, N., Friis-Christensen, E., Floberghagen, R., Alken, P., Beggan, C. D., Chulliat, A., Doornbos, E., Teixeira da Encarnação, J., Hamilton, B., Hulot, G., van den Ijssel, J., Kuvshinov, A., Lesur, V., Lühr, H., Macmillan, S., Maus, S., Noja, M., Olsen, P. E. H., Park, J., Plank, G., Püthe, C., Rauberg, J., Ritter, P., Rother, M., Sabaka, T. J., Schachtschneider, R., Sirol, O., Stolle, C., Thébaud, E., Thomson, A. W. P., Tøffner-Clausen, L., Velínský, J., Vigneron, P. & Visser, P. N., "*The Swarm Satellite Constellation Application and Research Facility (SCARF) and Swarm data products*"; *Earth Planets Space*, vol. 65, pp. 1189-1200, 2013. (DOI: 10.5047/eps.2013.07.001)
167. Olsen, N., Hulot, G., Lesur, V., Finlay, C. C., Beggan, C., Chulliat, A., Sabaka, T. J., Floberghagen, R., Friis-Christensen, E., Haagmans, R., Kotsiaros, S., Lühr, H., Tøffner-Clausen, L. & Vigneron, P., "*The Swarm Initial Field Model for the 2014 geomagnetic field*"; *Geophysical Research Letters*, vol. 42, 2015. (DOI: 10.1002/2014GL062659)
168. Pajunpaa, K., Klimovich, E., Korepanov, V., Posio, P., Nevanlinna, H., Schmidt, W., Genzer, M., Harri, A. M. & Lourenço, A., "*Accredited vector magnetometer calibration facility*"; *Geophysica*, vol. 43, iss. 1-2, pp. 59-76, 2007.
169. Pajunpaa, K., Genzer, M., Posio, P., Nevanlinna, H. & Schmidt, W., "*Quality Assurance Project for the Magnetic Calibration and Test Laboratory of the Nurmijärvi Geophysical Observatory*"; *Publs. Inst. Geophys. Pol. Acad. Sc.*, vol. C-99, iss. 398, 2007.

170. Parsons, W. D., "*Orbit Decay Characteristics Due to Drag*"; ARS Journal, vol. 32, iss. 12, pp. 1876-1881, 1962. (DOI: 10.2514/8.6411)
171. Pascual, A., "*EKF y UKF: dos extensiones del filtro de Kalman para sistemas no lineales aplicadas al control de un péndulo invertido*"; Monografía para el curso Tratamiento Estadístico de señales, Facultad de Ingeniería, Universidad de la República, Uruguay, 2006.
172. Pedersen, E. B., Primdahl, F., Petersen, J. R., Merayo, J. M. G., Brauer, P. & Nielsen, O. V., "*Digital fluxgate magnetometer for the Astrid-2 satellite*"; Meas. Sci. Technol., vol. 10, pp. N124-N129, 1999. (DOI: 10.1088/0957-0233/10/11/402)
173. Perrone, L. & DeFranceschi, G., "*Solar, ionospheric and geomagnetic indices*"; Annali di Geofisica, vol. 41, iss. 5-6, 1998. (DOI: 10.4401/ag-3824)
174. Phan, M. H. & Peng, H. X., "*Giant magnetoimpedance materials: Fundamentals and applications*"; Progress in Materials Science, vol. 53, pp. 323-420, 2008. (DOI: 10.1016/j.pmatsci.2007.05.003)
175. Pignol, M., "COTS-based Applications in Space Avionics"; Design, Automation & Test in Europe Conference & Exhibition (DATE), 2010. (DOI: 10.1109/DATE.2010.5456992)
176. Pinker, R. T., Sun, D., Hung, M. P., Li, C. & Basara, J. B., "*Evaluation of satellite estimates of land surface temperature from GOES over the United States*"; Journal of Applied Meteorology and Climatology, vol. 48, pp. 167-180, 2009. (DOI: 10.1175/2008JAMC1781.1)
177. Plunkett, S. P., Vourlidas, A., Simberova, S., Karlicky, M., Kortc, P., Heinzel, P., Yu, A., Kupryakov, A., Guo, W. P. & Wu, S. T., "*Simultaneous SOHO and ground-based observations of a large eruptive prominence and coronal mass ejection*"; Solar Phys. vol. 194, pp. 371-391, 2000.
178. Portillo, A., Herraiz, M. & Radicella, S. M., "*Detección de burbujas de plasma en la ionosfera ecuatorial africana*"; Física de la Tierra, Publicaciones Universidad Complutense de Madrid, vol. 20, 2008.
179. Primdahl, F., Risbo, T., Merayo, J. M. G., Brauer, P. & Tøffner-Clausen, L., "*In-flight spacecraft magnetic field monitoring using scalar/vector gradiometry*"; Meas. Sci. Technol., vol. 17, pp. 1563–1569, 2006. (DOI: 10.1088/0957-0233/17/6/038)
180. Psiaki, M. & Martel, F., "*Three-Axis Attitude Determination Via Kalman Filtering of Magnetometer Data*"; Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 13, iss. 3, pp. 506 – 514, 1990. (DOI: 10.2514/3.25364)
181. Purucker, M., Von Frese, R. R. B. & Taylor, P. T., "*Mapping and interpretation of satellite magnetic anomalies from POGO data over the Antarctic region*"; Annali di Geofisica, vol. 42, iss. 2, 1999. (DOI: 10.4401/ag-3715)

182. Purucker, M., Sabaka, T., Le, G., Slavin, J. A., Strangeway, R. J. & Busby, C., "*Magnetic field gradients from the ST-5 constellation: Improving magnetic and thermal models of the lithosphere*"; Geophys. Res. Lett., vol. 34, L24306, 2007. (DOI: 10.1029/2007GL031739)
183. Quinn, J. M., Coleman, R. J., Shiel, D. L. & Nigro, J. M., "*The joint US/UK 1995 epoch world magnetic model*"; Naval Oceanographic Office, technical report TR314, 1995.
184. Quinn, J. M. & Macmillan, S., "*The joint US/UK 2000 epoch world magnetic model and the GEOMAG/MAGVAR algorithm*"; National Geophysical Data Center (NGDC), technical report, 1999.
185. Rakesh, P., "*Satellite Orbital Decay Calculations*"; informe de The Australian Space Weather Agency, Australia, 2000.
186. Rangarajan, G. K. & Iyemori, T., "*Time variations of geomagnetic activity indices Kp and Ap: an update*"; Ann. Geophysicae, vol. 15, pp. 1271-1290, 1997. (DOI: 10.1007/s00585-997-1271-z)
187. Rangarajan, G. K. & Barreto, L. M., "*Use of Kp index of geomagnetic activity in the forecast of solar activity*"; Earth Planets Space, vol. 41, pp. 363-372, 1999. (DOI: 10.1186/BF03352240)
188. Reitz, J. R., Milford, F. J. & Christy, R. W., "*Fundamentos de la teoría electromagnética*"; Addison-Wesley Iberoamericana, 3ª ed., Estados Unidos, 1986.
189. Renaudin, V., Afzal, M. H. & Lachapelle, G., "*Complete Triaxis Magnetometer Calibration in the Magnetic Domain*"; Journal of Sensors, vol. 2010, Article ID 967245, 2010. (DOI: 10.1155/2010/967245)
190. Ripka, P., "*Magnetic Sensors and Magnetometers*"; Artech House Publ., Londres, 2001. (DOI: 10.1088/0957-0233/13/4/707)
191. Risbo, T., Brauer, P., Merayo, J. M. G., Nielsen, O. V., Petersen, J. R., Primdahl, F. & Richter, I., "*Ørsted pre-flight magnetometer calibration mission*"; Meas. Sci. Technol., vol. 14, iss. 5, 2003. (DOI: 10.1088/0957-0233/14/5/319)
192. Robert, P., et al., "*CLUSTER STAFF search coils magnetometer calibration – comparisons with FGM*"; Geosci. Instrum. Method. Data Syst. Discuss., vol. 3, pp. 679–751, 2013. (DOI: 10.5194/gid-3-679-2013)
193. Robles, G. & Giannetti, R., "*Magneto-optic Faraday effect current sensor based on thin cobalt films*"; Instrumentation and Measurement Technology Conference (IMTC 2000); Proceedings of the 17th IEEE, vol. 3, 2000. (DOI: 10.1109/IMTC.2000.848731)

194. Roux, A., Le Contel, O., Coillot, C., Bouabdellah, A., de la Porte, B., Alison, D., Ruocco, S. & Vassal, M. C., "*The search coil magnetometer for THEMIS*"; Space Sci. Rev., vol. 141, iss. 1-4, pp. 265-275, 2008. (DOI: 10.1007/s11214-008-9371-y)
195. Russell, C. T., Anderson, B. J., Baumjohann, W., Bromund, K. R., Dearborn, D., Fischer, D., Le, G., Leinweber, H. K., Leneman, D., Magnes, W., Means, J. D., Moldwin, M. B., Nakamura, R., Pierce, D., Plaschke, F., Rowe, K. M., Slavin, J. A., Strangeway, R. J., Torbert, R., Hagen, C., Jernej, I., Valavanoglou, A. & Richter, I., "*The Magnetospheric Multiscale Magnetometers*"; Space Sci. Rev., Springer, 2014. (DOI: 10.1007/s11214-014-0057-3)
196. Sabaka, T. J., Olsen, N. & Langel, R. A., "*A comprehensive model of the Near-Earth Magnetic Field: Phase 3*"; Technical Memorandum, NASA-TM-2000-209894, 2000. (DOI: 10.1046/j.1365-246X.2002.01774.x)
197. Sabaka, T. J., Olsen, N. & Purucker, M. E., "*Extending comprehensive models of the Earth's magnetic field with Ørsted and CHAMP data*"; Geophysical Journal, vol. 159, iss. 2, pp. 521-547, 2004. (DOI: 10.1111/j.1365-246X.2004.02421.x)
198. Sabaka, T. J., Tøffner-Clausen, L. & Olsen, N., "*Use of the Comprehensive Inversion method for Swarm satellite data analysis*"; Earth Planets Space, vol. 65, pp. 1201-1222, 2013. (DOI: 10.5047/eps.2013.09.007)
199. Sahraoui, F., Pinçon, J. L., Belmont, G., Rezeau, L., Cornilleau-Wehrlin, N., Robert, P., Mellul, L., Bosqued, J. M., Balogh, A., Canu, P., & Chanteur G., "*ULF wave identification in the magnetosheath: The k-filtering technique applied to Cluster II data*"; Journal of Geophysical Research, vol. 108, iss. A9, 1335, 2003, (DOI: 10.1029/2002JA009587)
200. Sakai, S., Fukushima, Y., Kaneda, R. & Saito, H., "*Studies on Magnetic Attitude Control System for the REIMEI Microsatellite*"; Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA 2006-6450, Colorado, 2006.
201. Sanz, R., **Cerdán, M. F.**, Wise, A., McHenry, M. E. & Diaz-Michelena, M., "*Temperature dependent magnetization and remanent magnetization in pseudo-binary $x(\text{Fe}_2\text{TiO}_4)-(1-x)(\text{Fe}_3\text{O}_4)$ ($0.30 < x < 1.00$) titanomagnetites*"; IEEE Transactions on Magnetics, vol. 47, iss. 10, pp. 4128-4131, octubre, 2011. (DOI: 10.1109/TMAG.2011.2157903)
202. Samaras, E., Shinzuka, M., & Tsurui, A., "*ARMA Representation of Random Processes*"; J. Eng. Mech., vol. 111, iss. 3, pp. 449-461, 1985. (DOI: 10.1061/(ASCE)0733-9399(1985)111:3(449)).
203. Santoni, F. & Bolotti, F., "*Attitude Determination of Small Spinning Spacecraft Using Three Axis Magnetometer and Solar Panels Data*"; Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, 2002. (DOI: 10.1109/AERO.2000.879282)

204. Sapunov, V., Denisov, A., Denisova, O. & Saveliev, D., "*Proton and Overhauser Magnetometers Metrology*"; Contributions to Geophysics and Geodesy, vol. 31, iss. 1, 2001.
205. Saxena, A. K., Kaushik, T. C., Nalini, N., Rawool, A. M. & Gupta, S. C., "*Miniaturized magneto-optic sensor for pulsed magnetic field measurements*"; Applied Optics, vol. 47, iss. 16, pp. 3048-3052, 2008. (DOI: 10.1364/AO.47.003048)
206. Searcy, J. D., "*Magnetometer-only attitude determination with application to the M-SAT mission*"; Masters Theses, paper 6892, Missouri University of Science and Technology, 2011.
207. Searcy, J. D. & Pernicka, H. J., "*Magnetometer-Only Attitude Determination Using Novel Two-Step Kalman Filter Approach*"; Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 35, no. 6, pp. 1693-1701, 2012. (DOI: 10.2514/1.57344)
208. Searcy, J. D., "*Observability-enhanced dual-filter design for attitude estimation with minimum observations*"; PhD Thesis, Missouri University of Science and Technology, 2013.
209. Silverman, S., Mortensen, C. & Johnston, M., "*A satellite-based digital data system for low-frequency geophysical data*"; Bulletin of Seismological Society of America, vol. 79, iss. 1, pp. 189-198, 1989.
210. Slavin, J. A., Le, G., Strangeway, R. J., Wang, Y., Boardsen, S. A., Moldwin, M. B. & Spence, H. E., "*Space Technology 5 multi-point measurements of near-Earth magnetic fields: Initial results*"; Geophysical Research Letters, vol. 35, iss. 2, 2008. (DOI: 10.1029/2007GL031728)
211. Smith, C. H. & Schneider, R. W., "*Magnetic field sensing utilizing GMR materials*"; Sensor Review, vol. 18, iss. 4, pp. 230 – 236, 1998.(DOI: 10.1108/02602289810240592)
212. Stauning, P., "*Ørsted, the Danish Miracle in Space*"; Nordic Space, vol. 15, no. 2, pp. 4-8, 2007.
213. Stauning, P., "*The Polar Cap PC indices: relations to solar wind and global disturbances*"; Exploring the Solar Wind, ed. InTech, 2012. (DOI: 10.5772/37359)
214. Steyn, W. H. & Hashida, Y., "*An attitude Control System for a Low-Cost Earth Observation Satellite with Orbit Maintenance Capability*"; Proc. of the 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah, 1999.
215. Stone, E. C., Frandsen, A. M., Mewaldt, R. A., Christian, E. R., Margolies, D., Ormes, J. F. & Snow, F., "*The Advanced Composition Explorer*"; Space Science Reviews, vol. 86, issue 1-4, pp. 1-22, 1998.

216. Stone, W. C. & Witzgall, C., "*Evaluation of Aerodynamic Drag and Torque for External Tanks in Low Earth Orbit*"; J. Res. Natl. Inst. Stand. Technol., vol. 111, iss. 2, pp. 143-159, 2006. (DOI: 10.6028/jres.111.014)
217. Sugiura, M., "*Hourly values of equatorial Dst for the IGY*"; Annals of the International Geophysical Year, vol. 35, pp. 945-948, 1964.
218. Sugiura, M. & Kamei, T., "*Equatorial Dst index 1957-1986*"; IAGA Bull. 40, (editado por Berthelier, A. & Menvielle, M., Int Serv. of Geomagn. Indices Publ. Off.), Saint Maur, 1991.
219. Sun, D. & Pinker, R. T., "*Estimation of land surface temperature from a Geostationary Operational Environmental Satellite (GOES-8)*"; Journal of Geophysical Research, vol. 108, iss. D11, 4326, 2003. (DOI: 10.1029/2002JD002422)
220. Svalgaard, L., "*Recalibration of Bartels' geomagnetic activity indices Kp and ap to include universal time variations*"; Journal of Geophysical Research, vol. 81, iss. 28, 1976. (DOI: 10.1029/JA081i028p05182)
221. Tapping, K. F. & DeTracey, B., "*The origin of the 10.7 cm flux*", Solar Physics, vol. 127, pp. 321-332, 1990.
222. Temerin, M. & Li, X., "*A new model for the prediction of Dst on the basis of the solar wind*"; Journal of Geophysical Research, vol. 107, iss. A12, p. 1472, 2002. (DOI: 10.1029/2001JA007532)
223. Teriaca, L., Falchi, A., Cauzzi, G., Falciani, R., Smaldone, L. A. & Andretta, V., "*Solar and Heliospheric Observatory / Coronal diagnostic spectrograph and ground-based observations of a two-ribbon flare: spatially resolved signatures of chromospheric evaporation*"; The Astrophysical Journal, vol. 588, pp. 596-605, 2003. (DOI: 10.1086/373946)
224. Tiporlini, V. & Alameh, K., "*High sensitivity optically pumped quantum magnetometer*"; The Scientific World Journal, Hindawi Publishing Corp., vol. 2013, id. 858379, 2013. (DOI: 10.1155/2013/858379)
225. Torta, J. M., "*Variaciones geomagnéticas de origen ionosférico en días de calma*"; Física de la Tierra, Publicaciones U. Complutense de Madrid, vol. 12, 2000.
226. Troshichev, O. A., Andrezen, V. G., Vennerstrom, S. & Friis-Christensen, E., "*Magnetic activity in the polar cap - a new index*"; Planet. Space Sci., vol. 36, p. 1095, 1988.
227. Tsuda, Y., Sako, N., Eishima, T., Ito, T., Arikawa, Y., Miyamura, N., Tanaka A. & Nakasuka, S., "*University of Tokyo's CubeSat Project: Its Educational and Technological Significance*"; 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC01-VIIIb-7, 2001.

228. Underwood, C. I., Richardson, G. & Savignol, J., "*SNAP-1: A low cost modular COTS-based nano-satellite: design, construction, launch and early operations phase*"; Proceedings of the 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC01-VI-7, AIAA/USU, 2001.
229. Usbeck, T., v.d. Nüll, S. & Reggio, D., "*The SWARM AOCS - Tailored from the CryoSat AOCS to the Specifics of a Magnetic Mission*"; 7th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, Irlanda, 2008.
230. Vallado, D., Crawford, P., Hujak, R. & Kelso, T. S., "*Revisiting Spacetrak Report #3*"; AIAA/AAS, Astrodynamics Specialists Conference, 2006-6753, 2006. (DOI: 10.2514/6.2006-6753)
231. Vallado, D., Crawford, P., Hujak, R. & Kelso, T. S., "*Readme file for paper AIAA 2006-6753*"; Nota de revision, 2006.
232. Vassiliadis, D., Angelopoulos, V., Baker, D. N. & Klimas, A. J., "*The relation between the northern polar cap and auroral electrojet geomagnetic indices in the wintertime*"; Geophysical Research Letters, vol. 23, iss. 20, pp. 2781-2784, 1996. (DOI: 10.1029/96GL02575)
233. Vázquez, M., Knobel, M., Sánchez, M. L., Valenzuela, R. & Zhukov, A. P., "*Giant magnetoimpedance effect in soft magnetic wires for sensor applications*"; Sensors and Actuators A, vol. 69, pp. 20-29, 1997. (DOI: 10.1016/S0924-4247(97)80143-4)
234. Von Braun, W., "*The Story Behind the Explorers*"; Des Moines Sunday Register, This Week Magazine, p. 38, 1958.
235. Wahba, G., "*A Least Squares Estimate of Satellite Attitude*"; SIAM Review, vol. 7, iss. 3, pp. 409-409, 1965. (DOI: 10.1137/1007077)
236. Webb, D. F. & Howard, T. A., "*Coronal mass ejections: observations*"; Living Rev. Solar Phys., vol. 9, iss. 3, 2012. (DOI: 10.12942/lrsp-2012-3)
237. Wertz, R. J., "*Spacecraft Attitude Determination and Control*"; Ed. Reidel Publishing Company, Holland, 1978. (DOI: 10.1007/978-94-009-9907-7)
238. Weygand, J. M., & Zesta, E. "*Comparison of auroral electrojet indices in the Northern and Southern Hemispheres*"; J. Geophys. Res., vol. 113, iss. A08202, 2008. (DOI:10.1029/2008JA013055)
239. Whyntie, T. & Harrison, M. A., "*Simulation and analysis of the LUCID experiment in the Low Earth Orbit radiation environment*"; Journal of Physics: Conference Series, vol. 513, 022038, 2014. (DOI: 10.1088/1742-6596/513/2/022038)
240. Woellert, K., Ehrenfreund, P., Ricco, A. J. & Hertzfeld, H., "*Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations*"; Advances in Space Research, vol. 47, iss. 4, pp. 663-684, 2011.

241. Wohlfarth, E. P., "*Relations between different modes of acquisition of the remanent magnetization of ferromagnetic particles*"; *Journal of Applied Physics*, vol. 29, iss. 3, pp. 595–596, 1958. (DOI: 10.1063/1.1723232)
242. Yin, F. & Lühr, H., "*Recalibration of the CHAMP satellite magnetic field measurements*"; *Measurement Science and Technology*, vol. 22, iss. 5, 2011. (DOI: 10.1088/0957-0233/22/5/055101)

Publicaciones

- **Artículos publicados**

1. Michelena, M. D., Cerdán, M. F. & Arruego, I., "NANOSAT-01: Three Years of Mission. Magnetic Scientific Results"; Sensor Letters, Vol. 7, No. 3, pp. 412-415, junio, 2009. (DOI: 10.1166/sl.2009.1069).
2. Sanz, R., Cerdán, M. F., Wise, A., McHenry, M. E. & Díaz-Michelena, M., "Temperature dependent magnetization and remanent magnetization in pseudo-binary $x(\text{Fe}_2\text{TiO}_4)-(1-x)(\text{Fe}_3\text{O}_4)$ ($0.30 < x < 1.00$) titanomagnetites"; IEEE Transactions on Magnetics, vol. 47, iss. 10, pp. 4128-4131, octubre, 2011. (DOI: 10.1109/TMAG.2011.2157903).
3. Díaz-Michelena, M., Sanz, R., Cerdán, M. F. & Fernández, A. B., "Calibration of QM-MOURA three-axis magnetometer and gradiometer"; Geosci. Instrum. Method. Data Syst., Vol. 4, pp. 1–18, 2015. (DOI: 10.5194/gi-4-1-2015).
4. Cerdán, M. F. & Díaz-Michelena, M., "Study of the degradation of COTS magnetoresistive sensors after 5 years on board NANOSAT-1B"; Acta Astronautica, 2015. (en revisión)

- **Contribución a congresos**

1. **European Magnetic Sensors and Actuators 2008 (EMSA 2008)**, Caen (Francia), julio, 2008.
 - PÓSTER: Cerdán, M. F. & Díaz-Michelena, M., "NANOSAT-01: three years of mission. Magnetic scientific results".
2. **European Geosciences Union General Assembly 2010 (EGU 2010)**, Viena (Austria), mayo, 2010.

- PÓSTER: Arruego, I., Michelena, M. D., Jiménez, J. J., Martínez, J., Apéstigue, V., González-Guerrero, M., Ázcue, J., Valverde, A., de Manuel, V., Domínguez, J. A., Martín, I., Martín, B., Álvarez, J., Álvarez, M., Hernando, C., **Cerdán, M. F.**, Reina, M., Ruiz de Galarreta, C., Sánchez, J., Martínez, G., Sabau, L., Vázquez, L. & Guerrero, H., *“Development of miniaturized instrumentation for planetary exploration and its application to the Mars MetNet Precursor mission”*; Geophysical Research Abstracts, vol. 12, EGU2010-13330, 2010.
- 3. **IEEE International Magnetism Conference (Intermag 2011)**, Taipei (China), abril, 2011.
 - ORAL: Sanz, R., **Cerdán, M. F.**, Wise, A., McHenry, M. E. & Michelena, M. D., *“Temperature magnetization and remanent magnetization in pseudo binary $x(\text{Fe}_2\text{TiO}_4)-(1-x)(\text{Fe}_3\text{TiO}_4)$ ($0.30 < x < 1.00$) titanomagnetites”*.
- 4. **European Geosciences Union General Assembly 2011 (EGU 2011)**, Viena (Austria), abril, 2011.
 - PÓSTER: **Cerdán, M. F.** & Díaz-Michelena, M., *“In-orbit calibration of COTS AMR magnetic sensor”*; Geophysical Research Abstracts, vol. 13, EGU2011-6330-1, 2011.
 - PÓSTER: **Cerdán, M. F.**, Fernández, A. B., Jiménez, J. J. & Díaz-Michelena, M., *“Witnessing variations in the Earth magnetic field by means of NANOSAT-1B COTS AMR magnetic sensor”*; Geophysical Research Abstracts, vol. 13, EGU2011-6768-2, 2011.
- 5. **IV Magnetometer Workshop**, Sigüenza (España), julio, 2011.
 - ORAL: **Cerdán, M. F.**, *“In-orbit calibration”*.
- 6. **I MagSpace’13, International Workshop on Magnetism in Space**, Puerto de Navacerrada (Madrid, España), julio, 2013.
 - ORAL: **Cerdán, M. F.**, *“MOURA magnetometer and gradiometer”*.
- 7. **European Geosciences Union General Assembly 2014 (EGU 2014)**, Viena (Austria), mayo, 2014.
 - PÓSTER: Díaz-Michelena, M., **Cerdán, M. F.**, Sánchez-Cano, B., Ramírez-Nicolás, M., Sánchez-Bayton, M. & Kilian, R., *“Terrestrial analogues models based on magnetometer data. Application to Gusev crater and Apollinaris volcano”*; Geophysical Research Abstracts, vol. 16, EGU2014-14333-1, 2014.

Nombre de archivo: TESIS - Formato final v
Directorio: E:\ESTUDIOS\DOCTORADO\TESIS\TESIS - Formato final
Plantilla: C:\Users\Miguel\AppData\Roaming\Microsoft\Plantillas\Normal.dotm
Título:
Asunto:
Autor: Miguel
Palabras clave:
Comentarios:
Fecha de creación: 10/10/2015 10:30:00
Cambio número: 19
Guardado el: 11/10/2015 11:59:00
Guardado por: Miguel
Tiempo de edición: 335 minutos
Impreso el: 11/10/2015 16:37:00
Última impresión completa
Número de páginas: 361
Número de palabras: 118.391 (aprox.)
Número de caracteres: 651.151 (aprox.)